

ББК 75.725
К64

Рецензенты *А. А. Бадягин, В. П. Селиванов*
Редактор *И. А. Хоробрых*
Обложка *В. Ю. Лукина*

Кондратьев В. П., Яснопольский Л. Ф.
К64 Самолет — своими руками.— М.: Патриот,
1993. —208 с., ил.

В книге даются описания, чертежи, технические данные легкомоторных летательных аппаратов, построенных самодеятельными конструкторами. Представлена методика проектирования, расчета и построения таких аппаратов.
Для тех, кто интересуется созданием легких летательных аппаратов.

4204000000-058
К 072(02)-93 Без объявления

ББК 75.725
6Т5.1

ISBN 5-7030-0480-2

© В. П. Кондратьев, Л. Ф. Яснопольский, 1993

НЕБО В ВАШИХ РУКАХ

Достижения современной авиации грандиозны. Пилотам начала века и не снилось, что самолет сможет летать в несколько раз быстрее звука, поднимать в стратосферу десятки тонн и даже совершать орбитальные полеты. В проектировании, постройке и эксплуатации современных летательных аппаратов принимают участие тысячи человек. Самолеты гражданской авиации ежегодно перевозят сотни тысяч пассажиров. Авиация прочно вошла в нашу жизнь и... стала от нас гораздо дальше. Лишь изредка сейчас можно увидеть белый след высоко в голубом небе, а комфорт пассажирских лайнеров наистро лишает романтики дальние перелеты. Большинство сегодняшних мальчишек не могут наблюдать полеты даже через шель в заборе.

Но получив однажды крылья, человек не хочет отказываться от них в век технического прогресса. В наши дни, когда гигантские воздушные лайнеры бороздят просторы Тихого океана, все больше и больше людей, не удовлетворяясь достижениями современной техники, подобно пионерам воздухоплавания, отдают свои способности, время и средства на постройку самодельных самолетов. Причем современные «пионеры» полностью счастливы только тогда, когда могут летать на машине, построенной собственными руками, а в большинстве случаев и спроектированной самостоятельно. Со времен братьев Райт и Сантос-Дюмона, которых по праву можно считать первыми «самодельщиками», или, как сейчас говорят, конструкторами-любителями, в мире были созданы тысячи самодельных самолетов, а их число в наши дни не учтено никакой статистикой и не отражено ни в одном справочнике.

В нашей стране любительское авиационное имеет давние традиции. Начало ему фактически положили планерные слеты 20-х годов. Тогда интересы социально-экономического развития страны и повышения ее обороноспособности диктовали необходимость ускоренного развития авиации и авиационной промышленности. Были введены в действие все резервы. При этом немалую роль сыграли и добровольные пожертвования граждан. На них строились самолеты и даже авиазаводы.

Первостепенное внимание уделялось подготовке кадров для авиапромышленности и ВВС, что

при полном отсутствии какой-либо авиационной учебно-спортивной базы превращалось в сложную задачу. Всем известен лозунг 20-х годов: «От модели — к планеру, с планера — на самолет!» Тысячи юношей и девушек поступали в авиамоделльные кружки. Именно тогда авиамоделлизм получил самое массовое развитие за всю свою историю. И не случайно именно в авиамоделльных кружках вскоре зародилось движение самодельных планеристов.

По сути дела, планеры тех лет от модели отличались только большими размерами. Но на этих немудреных аппаратах уже можно было приобщиться к летному делу, познать романтику настоящей авиации. Заряда энергии, полученного в первых полетах на самодельных планерах, многим людям, впоследствии вошедшим в историю авиации, хватило на всю жизнь.

Разумеется, уже тогда все мечтали о самолетах. Но отсутствие моторов, необходимых материалов и знаний заставляло «по одежке протягивать ножки». Вскоре любительский планеризм стал столь же массовым, как и авиамоделлизм. В стране появились тысячи планерных кружков: в школах, на предприятиях, в колхозах. Характерно, что вплоть до середины 30-х годов в этих кружках использовалась исключительно самодельная техника.

Так усилиями конструкторов-любителей у нас была создана база для развития массового авиационного спорта. И уже во второй половине 20-х годов авиационная промышленность и Военно-Воздушные Силы получили неисчерпаемый источник энтузиастов.

Огромную роль в развитии планеризма в стране сыграли знаменитые планерные слеты, регулярно проводившиеся с 1923 г. в Коктебеле. В Крыму собирались сотни энтузиастов со всей страны. Техническая комиссия отмечала лучшие конструкции. Но слеты никогда не превращались в конкурс или соревнование. Их главная задача — техническая учеба на хороших аппаратах, разбор ошибок. Таким образом, быстро накапливался и обобщался бесценный опыт конструирования, постройки летательных аппаратов и полетов на них, который затем молниеносно становился достоянием любителей авиации всей страны.

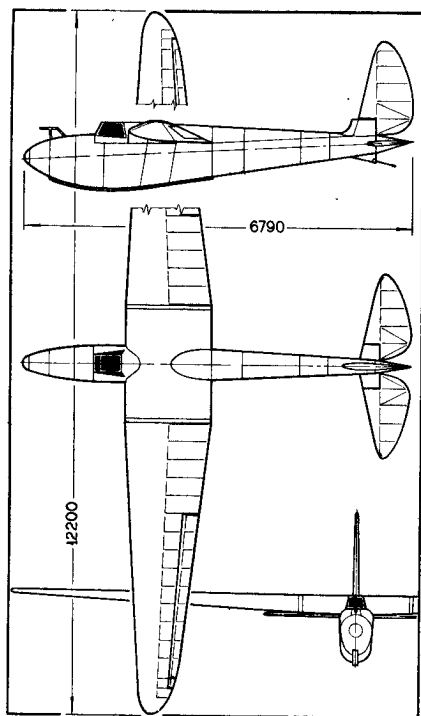


Рис. 1. Пилотажно-акробатический планер СК-3 «Красная звезда» С. П. Королева (1930 г.). Размах крыла — 12,2 м, площадь крыла — 12,4 м², длина планера — 6,79 м, масса пустого — 189 кг, взлетная масса — 270 кг, максимальное аэродинамическое качество — 20

Творческая атмосфера слетов способствовала скорейшему становлению таланта многих известных сегодня всему миру конструкторов, таких как О. К. Антонов, С. В. Ильющин, А. С. Яковлев, С. П. Королев, В. П. Цыбин, В. К. Грибовский. Один из лучших советских самодельных планеров тех лет СК-3 С. П. Королева показан на рис. 1. Именно в Коктебеле впервые проявили себя многие лучшие советские летчики, будущие асы, испытатели новых самолетов: С. Н. Анохин, И. И. Шелест, М. А. Нюхтиков и другие. В разное время не миновали увлечения самолетами авиационным А. Н. Туполева, А. И. Микояна, Н. И. Камова и многие будущие талантливые конструкторы, грамотные инженеры, преданные своему делу летчики.

Уже в конце 20-х годов наиболее пытливые самодельщики, среди которых были А. С. Яковлев, И. П. Толстых, С. П. Королев, В. К. Грибов-

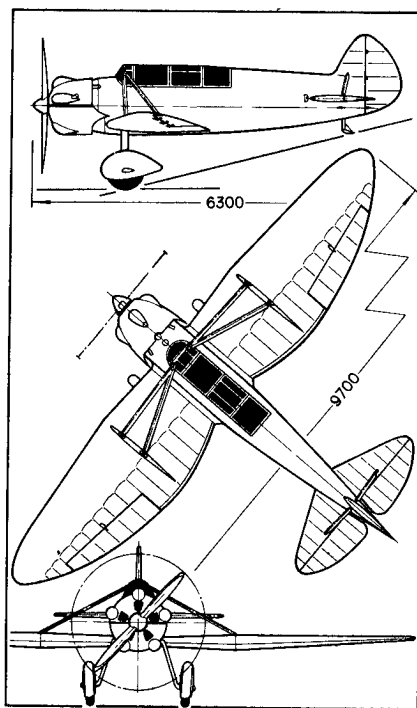


Рис. 2. Двухместный учебно-спортивный любительский самолет Г-20 В. К. Грибовского (1935 г.). Двигатель М-11 мощностью 100 л. с., длина самолета — 6,3 м, размах крыла — 9,7 м, площадь крыла — 13,2 м², взлетная масса — 836 кг, масса пустого — 607 кг, максимальная скорость — 209 км/ч, скороподъемность у земли — 3,8 м/с, потолок — 3870 м, продолжительность полета — 2,5 ч, разбег — 190 м, пробег — 170 м

ский, В. П. Невдачин, сделали шаг с «планера на самолет». Они смогли построить великолепные легкомоторные самолеты и добились выдающихся успехов. Показанные на рис. 2 и 3 самодельные самолеты Г-20 и НВ-6 в достаточной степени характеризуют высокий уровень развития любительской авиации в СССР в 30-е годы.

На самодельном «Буревестнике» (рис. 4) конструктор В. П. Невдачина летчик А. И. Жуков установил мировые рекорды высоты и скорости. На АИР-1, построенном А. С. Яковлевым, пилот Ю. И. Пионтовский вместе с конструктором совершал дальние перелеты, превышая мировые достижения. Самодельный Ш-1, изготовленный В. Б. Шавровым в своей ленинградской квартире, послужил прототипом для известной амфибии Ш-2, долгие годы выпускавшейся серийно. Характерно, что все эти самолеты были построены

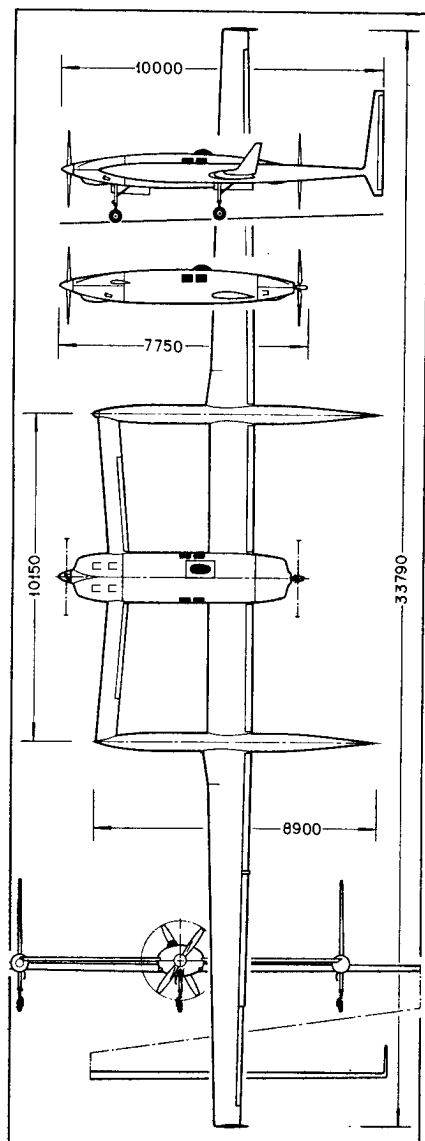


Рис. 5. Рекордный любительский самолет «Вояджер». Двигатели — «Телесайн-Континентал»; передний — 0-240, мощностью 130 л. с., задний (с водяным охлаждением) 10L-200—110 л. с., удлинение крыла — 33,8, площадь основного крыла 33,77 м², площадь переднего крыла — 5,67 м². Масса конструкции — 426 кг, масса пустого самолета — 843 кг, масса

топлива — 4050 кг, взлетная масса — 5137 кг, посадочная масса — 1032 кг, диапазон скоростей — 130—240 км/ч, дальность полета — 45 000 км, разбег — 2135 м

основной ячейкой организационной структуры всей системы любительского авиационно-технического творчества должны быть самодельные клубы, костяк которых составляют наиболее опытные конструкторы-любители.

Объединить усилия отдельных клубов, обеспечить их правовую защиту, способствовать развитию самодельного авиационного технического творчества в стране должна всеобщая общественная организация.

В свое время положительную роль в развитии самодельного технического творчества сыграло постановление «О мерах по дальнейшему развитию самодельного технического творчества». Забота о людях, создающих самодельные летательные аппараты, была поручена Министерству авиационной промышленности, где для координации работ создан отраслевой совет содействия самодельному авиационному техническому творчеству. Многим предприятиям и институтам авиационной промышленности предписано оказание конкретной технической помощи конструкторам-любителям.

Наиболее сложный вопрос — организация полетов и допуск к полетам самодельной техники — в настоящее время успешно решается. Установлен порядок выделения зон полетов и маршрутов для перелетов любительских летательных аппаратов. Специальным положением регламентируется порядок эксплуатации любительских самолетов в самодельных клубах. Большим достижением стало утверждение статуса пилота-любителя. Подготовка пилотов-любителей отныне может осуществляться как в самодельных клубах, так и в летных организациях ДОСААФ.

Для определения летной годности самоделок Минавиапромом создана постоянно действующая техническая комиссия, разработаны «Общие технические требования к летательным аппаратам любительской постройки». Со временем технические комиссии должны быть организованы во всех регионах страны. Испытания самодельной техники, как правило, проводятся опытной группой летчиков Летно-исследовательского института и авиационных ОКБ по заявкам самодельных клубов. Положительное заключение испытателя дает право на получение свидетельства о допуске самодельного самолета к летной эксплуатации.

Решая вопросы снабжения самодельных авиационистов материалами, двигателями, оборудованием, следует, на наш взгляд, выделять материалы только под конкретный проект, одобренный техкомом, и в первую очередь самодельным клубам. Такой порядок уже был опробован в нашей стране в 30-е годы и полностью себя оправдал.

Слеты конструкторов и пилотов-любителей, проводимые раз в два года или ежегодно, будут способствовать быстрому распространению лучшего опыта самодельных конструкторов.

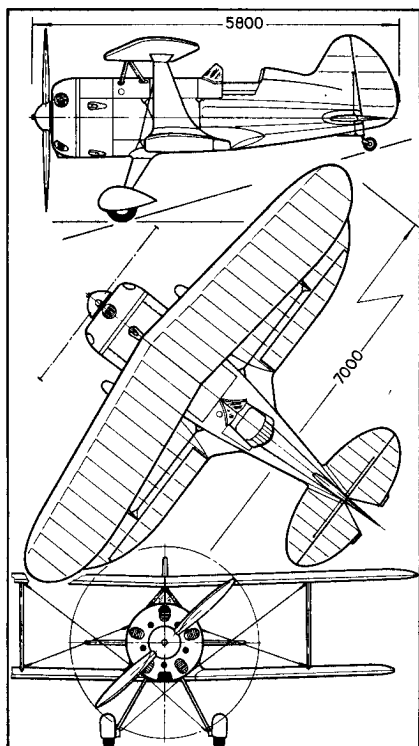


Рис. 3. Спортивно-пилотажный самолет HB-6 (УТИ-6) В. В. Никитина (1939 г.). Звездообразный двигатель воздушного охлаждения МГ-11 мощностью 165 л. с. со специальным карбюратором для перевернутого полета, размах крыла — 7,0 м, длина — 5,8 м, площадь крыла — 14 м², взлетная масса — 750 кг, масса пустого — 560 кг, максимальная скорость — 270 км/ч, потолок — 4500 м, продолжительность полета — 2,5 ч

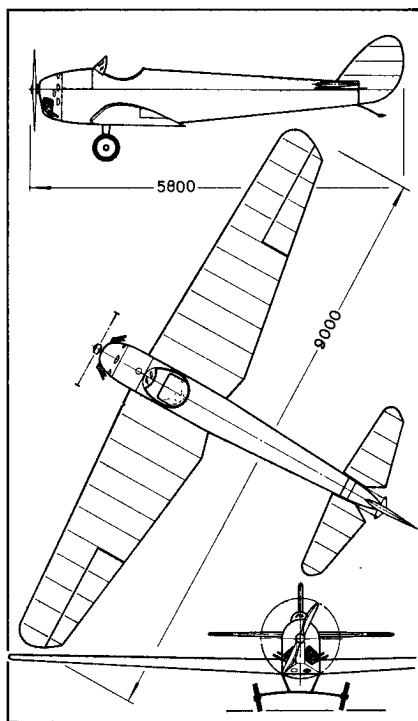


Рис. 4. Самолет «Буревестник C-4» В. П. Невдаичина. Мотор «Томит» мощностью 18 л. с., размах крыла — 9,0 м, длина — 5,8 м, площадь крыла — 9,6 м², масса пустого — 130 кг, взлетная масса — 230 кг, максимальная скорость — 140 км/ч, потолок — 4950 м. Конструкция самолета цельнодеревянная

на средства и при активной поддержке Осоавиахима.

Благодаря усилиям неутомимого историка и конструктора, самодельщика 30-х годов Шаврова известны названия многих любительских аппаратов тех лет, однако и ему не удалось составить их полный перечень.

В 30-е годы закаленное в самодельном творчестве поколение энтузиастов стало костяком многих наших авиационных конструкторских бюро. Во многом благодаря неукротимой энергии энтузиастов в кратчайшие сроки была создана авиация, успешно противостоявшая в годы войны гитлеровским люфтваффе.

В послевоенные годы большая авиация вступила в реактивную эру, достигла грандиозных успехов, которыми, надо отметить, обязана и

бывшим самодельщикам. Но число любительских самолетов резко сократилось. С одной стороны, в те годы, конечно, было не до самодельных аппаратов, с другой — в прессе, по радио, а позднее и по телевидению у нас стал насаждаться некий культ науки. Это превратило самолет, в общем-то простую и понятную машину, в глазах неспециалистов в невероятно сложный аппарат, над расчетом которого, именно над расчетом, трудятся десятки и сотни ученых и инженеров, опирающихся на помощь научных институтов и современную вычислительную технику. Куда уж там самодельщикам с их доморощенными методами, полукустарными самолетами и логарифмическими линейками. Это мнение долгое время активно поддерживалось органами массовой информации, многими официальными лицами и

нанесло немалый ущерб любительскому самолетостроению в стране. В итоге все это отрицательно сказалось и на авиационном спорте, и на планировании, и даже на авиамоделлизме. Как показывает отечественный и зарубежный опыт, какой бы развитой ни была авиапромышленность, она никогда не сможет полностью удовлетворить запросы на разнообразную авиационно-спортивную технику.

С другой стороны, ограничение любительского творчества резко снизило приток в авиационную промышленность истинных энтузиастов. В результате на свет появляются вполне правильные машины, сработанные «без души», «без изюминки». Такая техника успешно эксплуатируется, но конкурировать с лучшими зарубежными образцами, конечно, не может.

Ряд организационных мер позволил значительно повлиять на развитие любительского авиационно-технического творчества. Начиная с 1983 г. регулярно проводятся слеты авиаконструкторов-любителей, решаются вопросы снабжения, организации полетов, обучения пилотов-любителей и другие.

Формы организации любительского авиационно-технического творчества в последнее время вызывают много споров и дискуссий. Предлагаются различные варианты. «Профессиональные организаторы» ратуют за всевозможные отраслевые, региональные центры научно-технического творчества. С другой стороны, некоторые самодеятельщики рьяно отстаивают свое право работать «в собственном гараже».

Тем временем жизнь сама уже нашла хорошую организационную форму — самодеятельные клубы. Зачастую они пользуются поддержкой промышленных предприятий и общественных организаций и не имеют в своем составе штатных сотрудников. Как показывает накопленный в нашей стране опыт, самодеятельные клубы являются наиболее устойчивой и приносящей максимальные результаты организационной формой любительского авиационно-технического творчества. Именно в таких неформальных клубах строятся лучшие летательные аппараты, проще решаются вопросы организации полетов, снабжения материалами. Там создается и быстро развивается своя школа проектирования легких самолетов, выкристаллизовывается и передается новым поколениям бесценный опыт постройки и полетов.

Такие клубы способны стойко преодолевать временные неудачи. Их очень трудно и даже, пожалуй, невозможно «разогнать» или закрыть. «Сожженный» в одном месте, самодеятельный клуб обычно очень скоро, как скачущая птица Феникс, возрождается в другом. А главное — именно из самодеятельных клубов в большую авиацию приходят истинные энтузиасты, которые быстро становятся ведущими специалистами в любом порученном им деле.

На наш взгляд, только клубы, только коллективная работа могут дать лучшие результаты. При этом не так важно — будет клуб региональным центром или останется чисто самодеятель-

ным формированием. Главное в другом — только в коллективе могут быть воспитаны настоящие специалисты, способные в дальнейшем принести ощутимую пользу обществу.

Самодеятельных клубов сегодня уже немало. Наибольшее признание получили кронштадтский клуб «Полет», руководимый Петром Ливиным, куйбышевский «Аэропракт», куйбышевское молодежное конструкторское бюро при авиазаводе, возглавляемое Петром Альмуриным, Каунасский клуб, организованный Чеславом Кишонасом, сельский клуб Виктора Фролова в подмосковной деревне Домино и многие другие.

Наиболее организованно любительское авиостроение развивается в авиационных вузах. Самый массовый характер оно носит в Харьковском авиационном институте. Здесь на простейших самоделных мотопланах конструкторскую и летную практику прошли сотни студентов. В Московском авиационном институте, имеющем богатейшие традиции любительского творчества, самодеятельное авиостроение сейчас в значительной мере заорганизовано и практически нет интересных аппаратов. Отрядным исключением являются двухместные мотодельтапланы, отмеченные высшими наградами на слетах авиаконструкторов-любителей, созданные под руководством студента Александра Русака коллективом самодеятельного студенческого дельтаклуба, не имеющего в своем составе ни одного штатного работника.

Одна из самых оригинальных студенческих разработок последних лет — мотопланер «Аэропракт-18», построенный в СКБ Куйбышевского авиационного института. В коллективе был всего один штатный сотрудник — организатор и руководитель СКБ, известный конструктор-любитель Василий Мирошник.

Любительским авиостроением у нас сейчас занимаются люди самых разных профессий и возрастов. Все, что их роднит между собой, один любитель образно сформулировал так: «Они из тех, кто аэропланом контузен от рождения». По разным причинам большинство этих людей в свое время осталось вне «большой» авиации. Поэтому необходимые знания им приходится собирать буквально по крупицам. Причем главный источник опыта — собственные ошибки. Тем не менее, именно такими любителями уже созданы десятки типов удачных летательных аппаратов.

На сегодняшний день достигнуты определенные успехи. Ведущие самодеятельщики вполне овладели секретами создания устойчивых, простых в управлении самолетов с хорошими летными характеристиками, как одноместных, так и двухместных. Лучшие образцы уже налетали более 500 часов, продемонстрировав при этом высокую надежность. Некоторые аппараты уже прошли этап полетов в районе аэродрома и уверенно преодолевают достаточно длинные маршруты. Есть самолеты, способные выполнять фигуры высшего пилотажа. В постройке находятся скоростные машины гоночного и рекордного типа.

Если говорить о конструкции современных самоделных самолетов, прежде всего надо отме-

тить, что многие любители уже отошли от традиционных дерева и полотна. Они широко используют стеклопластики, строят цельнометаллические машины. Некоторые аппараты оборудованы убирающимся шасси, закрылками, имеют на борту достаточно сложные электро- и гидросистемы. Конечно, такие машины создают специалисты, построившие уже не один самолет. И чем значительнее их достижения, тем больше становится желающих построить самолет своими руками.

Массовость и размах любительского авиационно-технического творчества могут быть весьма значительными. Об этом достаточно красноречиво говорит опыт США, Англии, Франции, ФРГ и других стран. Наибольшее развитие любительское авиационное движение получило в США. В небольшом городке Ошкош на юге штата Висконсин американские модельщики ежегодно устраивают свои слеты. Именно Ошкош является Меккой авиационных любителей всей Америки и многих стран мира. В течение недели, когда проходит слет, ошкошский аэропорт — самый загруженный в мире. Сюда прибывает до десяти тысяч всевозможных деталей аппаратов любительской постройки, а число участников слета достигает сотен тысяч человек. Гостиинцы не могут вместить всех желающих, и вокруг летного поля, забитого аккуратными рядами самолетов, выстраивается тройное кольцо палаток и автомобилей. В воздухе постоянно находятся десятки самолетов. И, пожалуй, самое удивительное заключается в том, что аэропорт продолжает принимать и выпускать рейсовые лайнеры, следующие по своему обычному расписанию.

К слетам в Ошкоше приурочены различные соревнования, включая чемпионаты США по высшему пилотажу, воздушным гонкам. Разумеется, в этих состязаниях принимают участие только самолеты любительской постройки. На таких встречах обычно устанавливаются всевозможные авиационные рекорды, наилучшим образом отражающие достижения американских модельщиков. К числу наиболее выдающихся успехов можно отнести мировые рекорды скорости для поршневых самолетов, которые в послевоенные годы неоднократно обновлялись. Многие знают, что в 1945 г. известный истребитель времен второй мировой войны «Мустанг» летал со скоростью 700 км/ч. А в 1980 г. «Мустанг», сохранившийся с тех пор, привезли в Ошкош. Любители отремонтировали и реконструировали его. И эта машина показала скорость более 800 км/ч, установив мировой рекорд. Модельщики внесли такие изменения в конструкцию серийного «Мустанга», на какие не решилась бы ни одна авиационная фирма.

В Ошкоше ежегодно появляются десятки интереснейших самолетов, оригинальных конструкторских решений. Это оказывает заметное влияние на развитие авиации, и не только легкомоторной. Ведущие авиационные фирмы США, выпуская легкие самолеты, часто принимают на вооружение решения, найденные энтузиастами и опробованные на машинах собственного изготовления. Конечно, не все американские «самодел-

ки» имеют оригинальную конструкцию. Там пользуется популярностью постройка самолетов из готовых наборов заготовок, которые можно купить в магазине. Делают аппараты и по готовым чертежам, они тоже продаются. Как правило, это достаточно простые машины, уже хорошо отлаженные и испытанные. Опытные любители иногда вносят в «посылочные» самолеты небольшие изменения, улучшая у них те или иные качества.

И только самые опытные строят принципиально новые аппараты. Таких, пожалуй, совсем немного. Наиболее оригинальные самолеты были созданы Джимом Бидэ и Бертом Рутаном. Об их аппаратах мы расскажем более подробно. Огромное количество любительских летательных аппаратов в США используется для тренировки пилотов и занятий спортом. В последнее время наиболее опытные любители берутся и за чрезвычайно сложные разработки, например за создание самолета «Вояджер» для кругосветного беспосадочного перелета.

Двухместный «Вояджер» (рис. 5) спроектирован Бертом Рутаном. А построил аппарат его брат Дик Рутан и Джина Игер. Самолет сконструирован по схеме «утка» с трехбалочным фюзеляжем и крылом большого удлинения. Он оснащен двумя поршневыми двигателями, системой спутниковой навигации, радиолокатором. Изготовлен аппарат целиком из пластика.

В декабре 1986 г. «Вояджер», обогнув земной шар, совершил посадку на своем аэродроме в пустыне Мохава. Кругосветному беспосадочному перелету предшествовал мировой рекорд дальности — 18 252 километра — 20 кругов над западным побережьем США между Сан-Франциско и авиабазой Ванденберг. Пилотировали самолет его создатели — Дик Рутан и Джина Игер.

Постройка любительских самолетов в США строго упорядочена. Каждый вновь созданный самолет за небольшую плату осматривается специальной комиссией, проходит летные испытания по значительно упрощенной программе и только после этого допускается к регулярным полетам.

В последнее время укрепляются и международные связи конструкторов-любителей. Уже проводятся европейские слеты.

Таким образом, накопленный на сегодняшний день опыт показывает, что самолет в наше время может построить любой грамотный человек. Однако, чтобы полеты приносили радость, а не огорчения, в работе необходимо соблюдать множество правил и условий. Эти правила выработаны за много лет развития авиации. Авторы постарались всего лишь изложить их в доступной и понятной форме.

В этой книге ограничимся в основном рассмотрением технических вопросов. Расскажем о лучших летательных аппаратах любительской постройки различного назначения и самых разнообразных схем, поможем самостоятельно спроектировать самолет.

Организационно-правовые вопросы любительского авиационно-технического творчества пока находятся в стадии решения. По мнению авторов,

С МАШИНОЙ ОДИН НА ОДИН

Человек решил постронть самолет. И сразу возникает первая проблема — одноместный или двухместный? Чаще всего выбрать не приходится — мощного мотора нет, большого помещения для постройки тоже нет, материалы на двухместную машину найти не удастся — конечно, одноместный. Другой, взявшись за работу, еще твердо не уверен в том, что сможет довести дело до конца. Ему пока еще все равно — двухместный или одноместный, — лишь бы полетел. Но одноместный, разумеется, проще. Третий, обычно бывший летчик, строит самолет только для себя, у него тоже нет сомнений — одноместный.

Итак, большинство любителей берется за постройку одноместных самолетов тренировочного типа. Этот класс является, как подтверждает статистика, самым массовым и популярным у конструкторов-любителей. Для одноместных тренировочных самолетов используются самые разнообразные схемы, типы конструкций, марки двигателей. Однако часто встречаются бипланы, монопланы с высоким и низким расположением крыла, одно- и двухмоторные, с толкающим и тянущим винтом и так далее. Трудно даже перечислить все схемы одноместных аппаратов, которые используют любители. В этой книге ограничимся анализом достоинств и недостатков основных аэродинамических схем и конструктивных решений, выделим главное. Это позволит читателю самому оценить сильные и слабые стороны любительских конструкций, поможет выбрать лучшие из них, определить наиболее подходящие для постройки.

Одной из самых распространенных схем любительского одноместного самолета является подкосный моноплан с высоким расположением крыла и тянущим воздушным винтом. Эта схема появилась в 20-е годы. Уже тогда она была сравнительно хорошо изучена, испытана, конструктивно отработана и с тех пор практически не изменялась. Характерные черты самолетов этого типа — деревянное двухлонжеронное крыло, ферменный сварной фюзеляж, полотняная обшивка, пирамидальное шасси, закрытая кабина с дверью автомобильного типа.

В 20—30-е годы широкого распространение получили разновидности этой схемы: самолеты типа «парасоль» — высокопланы с крылом, закрепленным на стойках и подкосах над фюзеляжем. Хотя «парасоли» встречаются до сих пор,

например златоустовский «Школьник», конструктивно они, как правило, сложны, в аэродинамическом отношении менее совершенны и в эксплуатации менее удобны. У таких аппаратов, особенно при малых размерах, крайне затруднен доступ в кабину, а значит, усложнено аварийное покидание машины.

К достоинствам высокопланов надо отнести простоту техники пилотирования, особенно если удельная нагрузка на крыло не превышает 30—40 кг/м². Высокопланы отличаются хорошей устойчивостью, они допускают заднюю центровку до 35—40 % средней аэродинамической хорды (САХ). Эти самолеты имеют наилучшие взлетно-посадочные характеристики. Из кабины летчику облегчен обзор вниз. Для тех, кто строит свой первый самолет, да еще хочет самостоятельно научиться летать на нем, лучшей схемы, пожалуй, не придумаешь.

В нашей стране к схеме подкосного высокоплана конструкторы-любители обращались неоднократно. В 60-е годы целая серия «парасолей», например самолет «Малыш» (рис. 6, А), была построена в Челябинске под руководством бывшего летчика Л. Комарова. Ленинградские авиамodelисты во главе с В. Тацнтуровым создали отличный высокоплан «Ленинградец» (рис. 6, Б). На нем много деталей. «Ленинградец» имел закрытую кабину, простое управление, был устойчив в воздухе.

Сотни часов налетал высокоплан (рис. 7), который привез в 1984 г. на второй слет авиационных самодельных конструкторов сельский механик В. Фролов из подмосковной деревни Донино. На этой машине конструктор научился летать. Виктор создал в селе кружок авиационного конструирования.

Хорошо изучив самую простую схему подкосного высокоплана, ее особенности, он тщательно спланировал работу. Делал все спокойно, обстоятельно, без спешки. Крыло изготовил из сосны и фанеры, фюзеляж сварил из мягких стальных труб, обтянул все полотном, подобрал колеса побольше, чтобы легко взлетать с неподготовленных грунтовых площадок. Комиссия, да и любители отметили, что машина сделана очень просто и очень аккуратно. В. Фролов использовал двигатель МТ-8 в 32 л. с. с тяжелого мотоцикла, снабдив его редуктором и воздушным винтом большого диаметра.

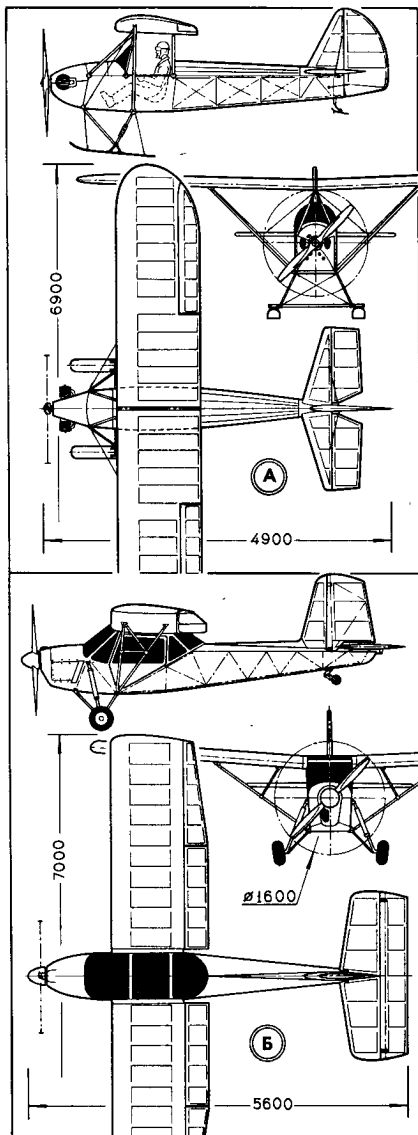


Рис. 6. Одноместные высокопланы:

А — «Парасоль» «Малыш» Мотор ЛК-2 конструкции Л. Комарова мощность 30 л. с. при 3050 об/мин, площадь крыла — 7,8 м², профиль крыла — Кларк У, взлетная масса — 220 кг, в том числе пилот — 85 кг, силовая установка — 32,2 кг, фюзеляж — 27 кг, шасси с лыжами — 10,5 кг; горизонтальное оперение — 5,75 кг, крыло с подкосами — 33 кг, максимальная скорость — 130 км/ч, дальность с запасом топлива 10 а — 180—200 км.

Б — «Ленинградск» Двигатель «Цюндл» — 50 л. с., площадь крыла — 9,43 м², взлетная масса — 380 кг, масса пустого — 280 кг, максимальная скорость — 150 км/ч, скороподъемность у земли — 2,6 м/с, продолжительность полета — 8 ч, скорость сваливания — 70 км/ч

В результате получился самолет, очень похожий на машины 20—30-х годов, например на яковлевский АИР-6. Самодельный конструктор взял в качестве образца классическую схему. Летчик-испытатель Виктор Заболотский, опробовавший самолет, пришел в восторг от его летных данных. Аппарат, по его словам, доступен в управлении даже ребенку. Самолет успешно эксплуатируется более десяти лет. На слете самолет В. Фролова был удостоен награды. Спустя три года самолет вновь был отобран для участия в очередном, уже четвертом слете (СЛА-87), опять продемонстрировал великолепные летные качества и был удостоен награды. Техническая комиссия констатировала, что за прошедшие годы в стране было построено много оригинальных летательных аппаратов, но машины, способной сравниться в простоте техники пилотирования и рациональности конструкции с самолетом В. Фролова, у нас так и не появилось.

Для тех, кто хочет построить хорошо летающий самолет, приведем характеристики этой машины: взлетная масса — 270 кг, полетная центровка — 30%, удельная нагрузка на крыло — 28 кг/м², размах крыла — 8 м, обороты воздушного винта — около 2000 об/мин, тяга на месте — 85 кг, посадочная скорость — 50 км/ч, максимальная — 130 км/ч.

Однако СЛА-87 показал, что и самый хороший самолет совсем не трудно испортить — здесь был продемонстрирован аппарат, получивший условное название «Фролов-3», внешне почти не отличавшийся от первого самолета Виктора. Но при ближайшем рассмотрении оказалось, что по сравнению с прототипом центровка у новой машины несколько сдвинута, площадь рулей и углы их отклонения значительно увеличены, обзор из кабины перекрыт увеличенной приборной доской и так далее. В результате «улучшенный» самолет стал гораздо более сложным и строгим в пилотировании.

На третьем слете в 1985 г. был показан очень удачный самолет ПМК-3 (рис. 8). Он прямо-таки покорила летчиков-испытателей. Построила этот самолет в 1974 г. группа любителей из подмосковного города Жуковский под руководством Николая Прокопца. Самолет имел своеобразную носовую часть фюзеляжа, очень низкое шасси, светло-серую окраску, за что остролюбы тут же окрестили его «мышонок». Однако ПМК не «бегал», а хорошо летал, был устойчив в полете. Конструкция получила высокую оценку.

Самолет ПМК-3 сделан по схеме подкосного высокоплана с закрытой кабиной. Для доступа в кабину с левой стороны фюзеляжа есть небольшая дверца. Крыло несколько скошено назад для обеспечения требуемой центровки. Конструкция самолета цельнодеревянная, обтянута полотном. Крыло имеет один лонжерон с сосновыми полками, набор нервюр и лобик, обшитый фанерой.

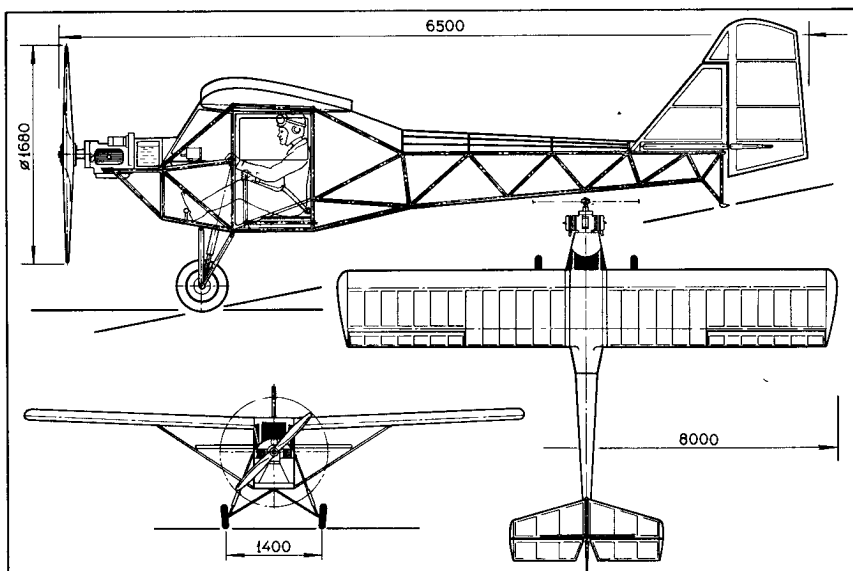


Рис. 7. Самолет-высокоплан В. Фролова

Основу фюзеляжа составляют три лонжерона, за счет чего фюзеляж приобрел треугольное поперечное сечение.

Оперение и управление ПМК-3 выполнены по типу известного учебного планера БРО-11. На самолете использован лодочный мотор «Вихрь» мощностью 30 л. с. с водяным охлаждением, при этом водяной радиатор выступает из правого борта фюзеляжа. Расположение двигателя на самолете несколько необычно, скорее непривычно, однако позволяет реализовать все преимущества тянущего воздушного винта: большую тягу и эффект обдувки крыла.

Развивая схему ПМК-3, его создатели Н. Прокопц и П. Морозов на СЛА-87 показали два новых двухместных самолета — «Гном» и «Егорыч», о которых будет рассказано в следующей главе.

Разновидностью подкосного высокоплана является и самолет «Дон Кихот» (рис. 9, А), разработанный в Польше конструктором-любителем Ярославом Яновским. С легкой руки большого энтузиаста самодельной авиации, известного летчика-планериста-испытателя Григория Степановича Малиновского, опубликовавшего чертежи «Дон Кихота» в журнале «Моделист-конструктор», эта не совсем удачная схема получила большое распространение в нашей стране. В результате только в заявках, присланных на первые туры второго, третьего и четвертого всесоюзных слетов конструкторов-любителей, насчитывалось более четырех десятков «Дон Кихотов» в самом

различном исполнении. На наш взгляд, любителей в этой схеме привлекает необычность внешнего вида самолета, но именно в ней и таятся некоторые «подводные камни».

Характерная особенность «Дон Кихота» — вынесенная вперед кабина, что обеспечивает великолепный обзор, удобное размещение пилота. Однако на предельно легком самолете, каким является «Дон Кихот», такое расположение кабины может существенно повлиять на центровку. Если в кабину вместо пилота массой 80—90 кг, посадить пассажира массой 50—60 кг, самолет может превратиться из чрезмерно устойчивого в совершенно неустойчивый. Поэтому для легкого самолета, особенно если его взлетная масса не превышает 200—300 кг, схемы с размещением летчика в центре тяжести аппарата, видимо, являются более целесообразными.

Вторая особенность «Дон Кихота» — шасси с хвостовым колесом. Как известно, такая схема шасси в принципе не обеспечивает устойчивости пути при движении самолета по аэродрому. Если масса и моменты инерции самолета значительны, пилот успевает легко парировать стремление самолета изменить направление разбега или пробега. Так, авторам не приходилось встречать летчиков, которые жаловались бы на неустойчивость на пробеге, скажем, Ан-2 — тяжелого самолета с хвостовым колесом. Картина резко меняется при уменьшении размеров, массы и моментов инерции самолета, его движения становятся быстрыми, резкими, короткопериодиче-

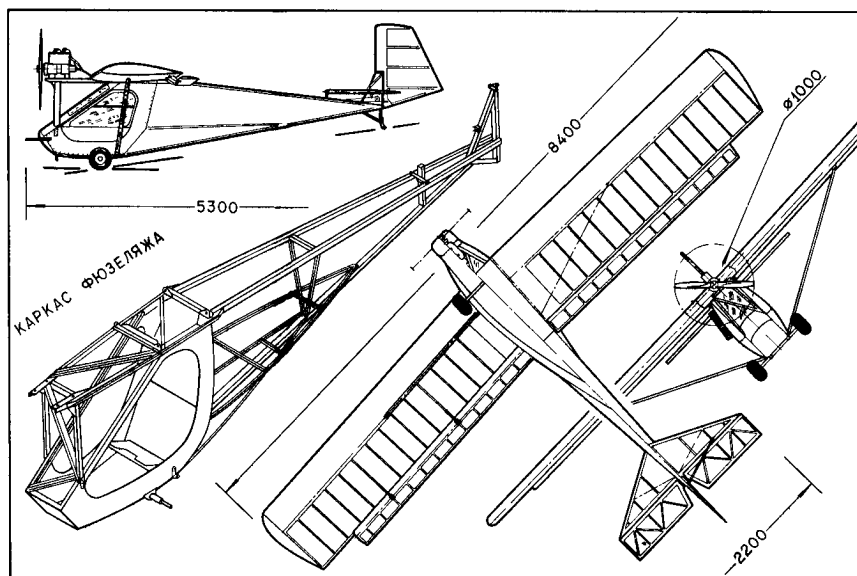


Рис. 8. Самолет ПМК-3 — призер СЛА-85. Площадь крыла — 10,4 м², профиль крыла — Р 111, взлетная масса — 200 кг, запас топлива — 10 кг, полетная центровка — 27% САХ, статическая тяга винта — 60 кг, скорость сваливания — 40 км/ч, максимальная скорость — 100 км/ч, дальность полета — 100 км

скими, пилоту приходится все внимание сосредоточить на выдерживании направления разбега или пробега. К полетам на самолетах с хвостовым колесом летчики обычно допускаются только после специальной подготовки. И, как показывает опыт клубов ДОСААФ, далеко не каждый пилот, хорошо освоивший Як-52 с носовым колесом, может быстро приспособиться к управлению Як-50, имеющим хвостовое колесо.

Однажды на чемпионате мира нашим спортсменам-пилотажникам представилась возможность полетать на американском самолете «Питтс» — миниатюрном биплане с хвостовым колесом. В этих полетах мастера-пилотажники, прекрасно освоившие Як-50, все как один испытывали трудности на взлете и посадке. Масса советского самолета более 900 кг, американского — менее 500. А что говорить о «Дон Кихоте» массой 200—300 кг? При этом, даже если хвостовое колесо на взлете и посадке стопорится в нейтральном направлении, трудности не исчезают.

На втором слете в Коктебеле был представлен самолет А-12 (рис. 9, В), построенный любителями из куйбышевского клуба «Аэропракт» по схеме «Дон Кихота». Это была, пожалуй, наиболее совершенная машина такого типа, изготовленная целиком из пластика. По оценке ис-

пытателей М. Молчанюка и В. Макагонова, опробовавших самолет, на взлете и посадке педалями приходилось работать, как при быстрой езде на велосипеде. Это свидетельствовало об абсолютной неустойчивости машины, с управлением которой с трудом справлялись даже опытные испытатели. Самолет стремился свернуть со взлетной полосы.

Поняв ошибку, куйбышевские конструкторы после слета установили на А-12 носовое колесо вместо хвостового, полностью устранив один из главных недостатков польской схемы.

Третья особенность «Дон Кихота» и его третий недостаток — толкающий воздушный винт, затеваемый в полете и кабиной пилота, и крылом. Эффективность воздушного винта резко падает, а крыло, не обдуваемое потоком от винта, лишается значительного увеличения подъемной силы. В результате возрастают взлетные и посадочные скорости, удлиняется разбег, падает скороподъемность, а при низкой энерговооруженности, характерной для любительских конструкций, самолет вообще может не оторваться от земли. Именно это случилось на СЛА-87 с самолетом «Эльф», построенным сотрудниками Московского авиационного института по схеме, очень напоминающей все тот же «Дон Кихот».

Конечно, можно строить самолеты и с толкаю-

щим воздушным винтом. Однако рекомендуем помнить, что при этом неизбежны потери тяги и подъемной силы крыла, поэтому необходимость и целесообразность применения такого винта в каждом случае надо тщательно оценить.

Следует отметить, что конструкторам, которые творчески подошли к применению толкающего винта, удалось преодолеть многие недостатки этой схемы и создать интересные модели. Так, несколько удачных самолетов типа «Дон Кихот» построил механизатор из Днепропетровска Михаил Атемов. Успешно решил задачу коллектив клуба «Полет» Куйбышевского авиационного завода, где Петру Альмурузину, выпускнику авиационного института, удалось создать действующую, инициативную творческую группу. И первыми помощниками авиационного инженера П. Альмурузина стали студенты авиационного вуза, потом появились школьники, учащиеся заводского ПТУ, молодые рабочие. Начали со строительства планеров, учились летать на них, затем перешли к более сложному аппарату. Речь идет о самолете «Кристалл» (рис. 10).

Первый его полет состоялся во время слета 1985 г. в Киеве. Летчик-испытатель Владимир Горбунов дал высокую оценку аппарату. По его отзывам, машина обладала хорошей устойчивостью, была легка и проста в управлении. Конструкторам удалось обеспечить высокую эффективность закрылков, отклоняемых на 20° на взлете и на 60° на посадке. Правда, скороподъемность, составляющая $1,5 \text{ м/с}$, все же была ограничена затенением толкающего воздушного винта, расположенного за широкой передней плотой. Но она оказалась вполне достаточной для любительского самолета, несмотря на то, что взлет был несколько затруднен.

«Кристалл» был удостоен на слете одной из главных наград — приза ЦК ДОСААФ СССР.

Расскажем подробнее об этой конструкции. Привлекательный внешний вид самолета «Кристалл» сочетался с великолепным производственным исполнением цельнометаллического моноплана. Фюзеляж представлял собой дюралевую балку, склепанную из листов Д16Т толщиной 1 мм. В силовой набор фюзеляжной балки были включены несколько гнутых из листа Д16Т шпангоутов и стенок. Сразу следует отметить, что в любительских конструкциях металл вполне можно заменить сосновыми брусками и фанерой, пластиками и другими доступными материалами. В изгибе фюзеляжной балки в носовой части на «Кристалле» расположена кабина пилота, закрытая большим граненым прозрачным фонарем и легким дюралевым обтекателем из листа Д16Т — 0,5 мм.

Подкосное крыло имело простую оригинальную однолонжеронную конструкцию с трубчатым дюралевым лонжероном (труба Д16Т — $90 \times 1,5 \text{ мм}$). Лонжерон воспринимал все нагрузки от изгиба

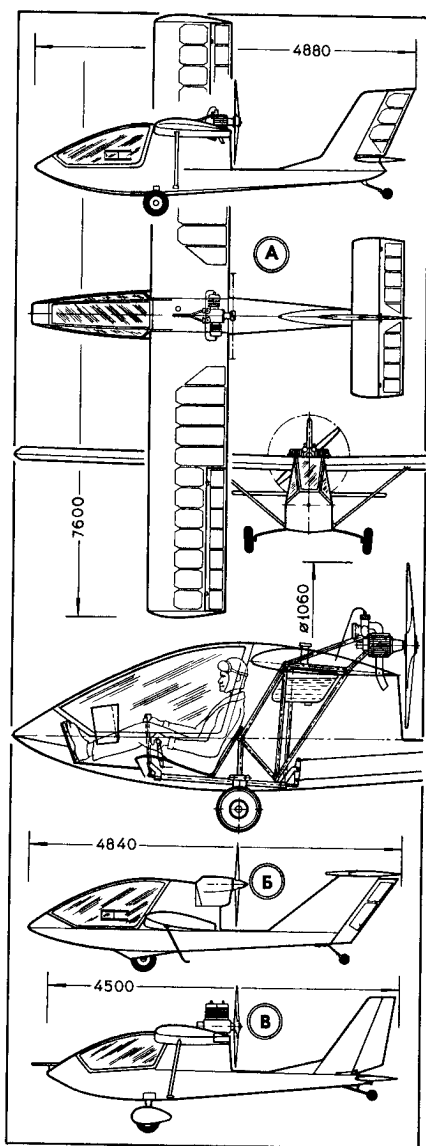


Рис. 9. Самолеты схемы «Дон Кихот»:

А — «Дон Кихот» Я. Яновского и компоновка его кабины. Мощность двигателя — 25 л.с. Площадь крыла — $7,5 \text{ м}^2$, масса пустого — 150 кг, взлетная масса — 270 кг, максимальная скорость — 130 км/ч , скороподъемность у земли — $2,5 \text{ м/с}$, потолок — 3000 м, дальность полета — 250 км. Конструкция самолета цельнодеревянная.

Б — «Полонез» Я. Яновского — дальнейшее развитие «Дон Кихота». Двигатель мощностью 30 л.с., размах крыла — 7 м, площадь крыла — 7 м^2 , масса пустого — 105 кг, взлетная масса — 235 кг, максимальная скорость — 160 км/ч , скороподъемность — 3 м/с , продолжительность полета — 3 ч.
В — самолет А.12. Двигатель мощностью 35 л.с., размах крыла — 8 м, площадь крыла — 8 м^2 , профиль крыла — Кларк УН, взлетная масса — 246 кг, масса пустого — 143 кг, полетная центровка — 20%, максимальная скорость — 130 км/ч . Самолет изготовлен из стеклопластика.

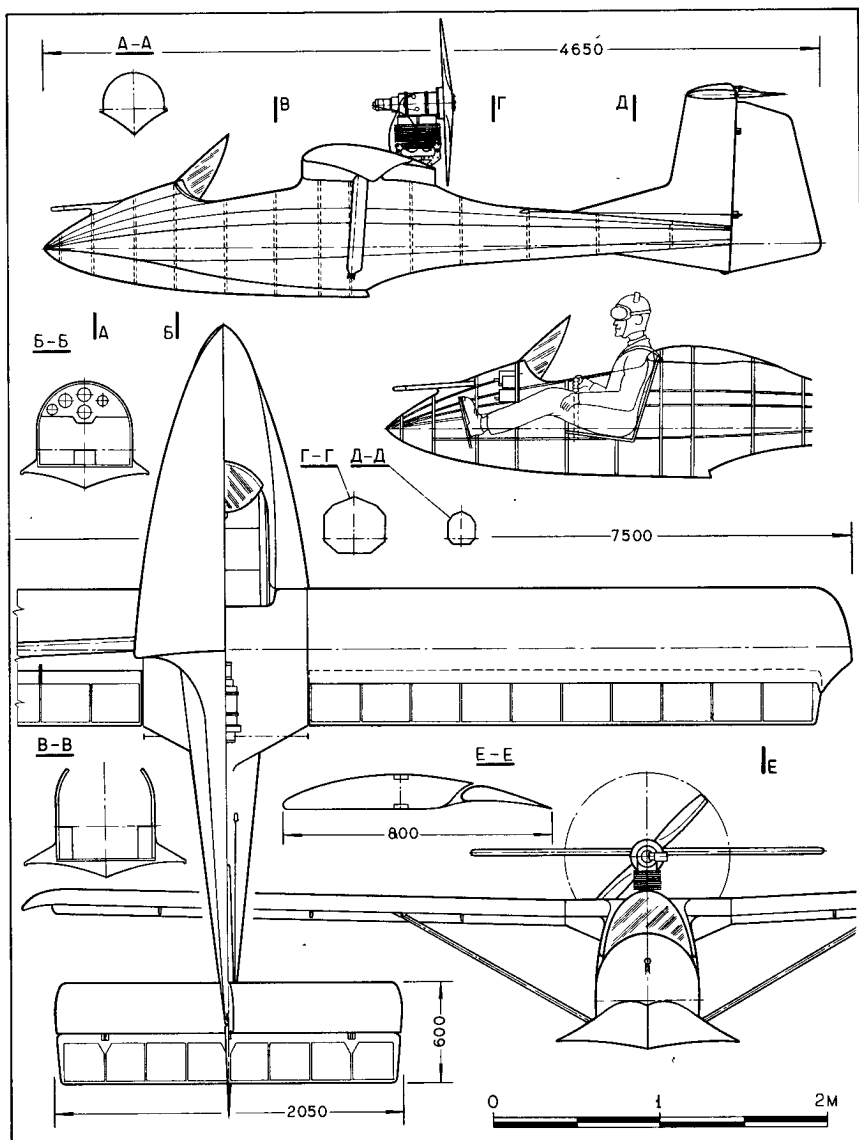


Рис. 26. Гидросамолет А-05 «Гидро-11». Двигатель «Вихрь-30А» мощностью 30 л. с. при 5000 об/мин, площадь крыла — 6 м², масса пустого — 130 кг, залив топлива — 21 кг, максимальная скорость — 150 км/ч, взлетная — 65 км/ч, посадочная — 60 км/ч.

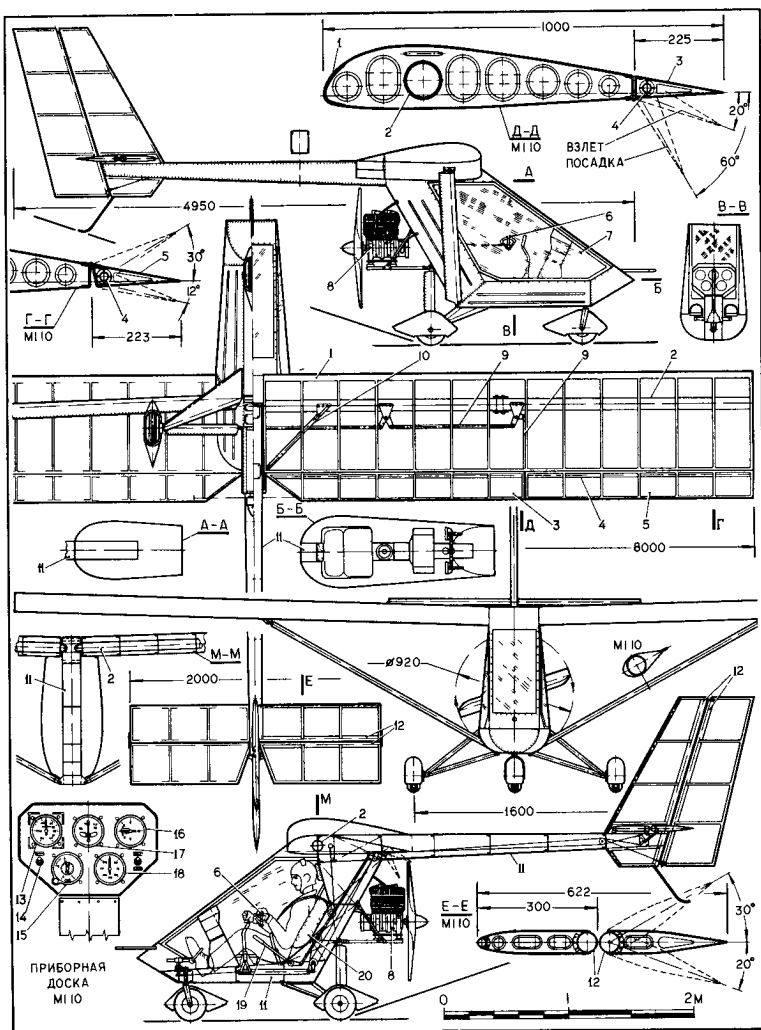


Рис 10 Самолет «Кристалл» П Альмузрина. Площадь крыла — 8 м^2 , взлетная масса — 215 кг, максимальная скорость — 150 км/ч, скорость сваливания — 60 км/ч, скороподъемность у земли — 1,5 м/с, диапазон эксплуатационных перегрузок от +6 до -4

1 — металлический носок крыла 2 — трубчатый лонжерон крыла 3 — закрылок 4 — трубчатые лонжероны элерона и закрылка 5 — элерон 6 — сектор управления двигателем (на левом стекле) 7 — входная дверь кабины (справа) 8 — двигатель 9 — тяга управления элеронами 10 — подлок в плоскости крыла 11 — планка дюралевая фототележная балка 12 — трубчатые лонжероны крыла 13 — указатель скорости 14 — выключатель зажигания 15 — высотомер 16 — вариометр 17 — указатель скольжения 18 — указатель температуры головки цилиндра 19 — ручка управления закрылком 20 — наспинный парашют

и кручения крыла, к нему клепаются набор нервюр, отштампованных резиной из листа Д16Т — 0,5 мм. Подкос крыла изготовлен из дюралевой трубы 50×1 мм, закрытой дюралевым листовым обтекателем. При необходимости трубчатые дюралевые лонжероны и подкосы можно заменить деревянными коробчатыми. Крыло снабжено элероном и закрылком с ручным механическим приводом. Профиль крыла — Р-III. Элерон и закрылок имели трубчатые дюралевые лонжероны из труб Д16Т — 30×1 мм. Лобик крыла обшит дюралевым листом толщиной 0,5 мм, а все крыло обтянуто полотном.

Оперение свободонесущее. Киль и стабилизатор также однолонжеронные с лонжероном из труб Д16Т — $50 \times 1,5$ мм. Трубы 50×1 мм выполняли роль лонжеронов руля высоты и руля направления. Оперение обтянуто полотном. Проводка управления элеронами выполнена с помощью жестких тяг и качалок, проводка к рулям — тросовая. Шасси трехопорное с управляемым носовым колесом. Амортизация шасси на аппарате осуществлялась за счет упругости пневматиков размером 255×110 мм. На «Кристалле» установлен двигатель РМЗ-640 мощностью 35 л. с. от снегохода «Буря» с толкающим воздушным винтом.

Пытаясь повысить эффективность воздушного винта, вскоре после СЛА-85 конструкторы заменили деревянный воздушный винт металлическим, согнутым из листа Д-16Т. В таком виде самолет демонстрировался на четвертом слете и показал высокие летные данные. Однако в полете винт разрушился, оторвавшаяся лопасть повредила хвостовую балку фюзеляжа, но тем не менее летчик-испытатель Владимир Горбунов с блеском посадил машину. При разборе этого случая техком сделал вывод о недопустимости использования воздушных винтов подобной конструкции на любительских летательных аппаратах.

Сравнивая тянущие и толкающие винты, нужно помнить, что если аппарат обладает очень малой мощностью силовой установки, тянущий винт более эффективен, что великолепно продемонстрировал французский конструктор Мишель Коломбан, построивший авиетку «Кри-Кри» («Сверчок») (рис. 11, 12). Это очень изящная небольшая машина.

Следует сказать, что создание летательных аппаратов минимальных размеров и мощности во все времена привлекало любителей и профессионалов. Так, конструктор летающих гигантов Олег Константинович Антонов, уже построив «Антей», в своей книге «Десять раз сначала»^{*} мечтал о малютке с двигателем в 16 л. с. Но создать такой самолет Олег Константинович не успел. Эта задача не такая уж простая, как может показаться на первый взгляд. Многие конструкторы представляли маломощный самолет в виде ажурной конструкции с очень малой удельной нагрузкой на крыло. В результате получались огромные и совсем не ультралегкие «мотыльки»,

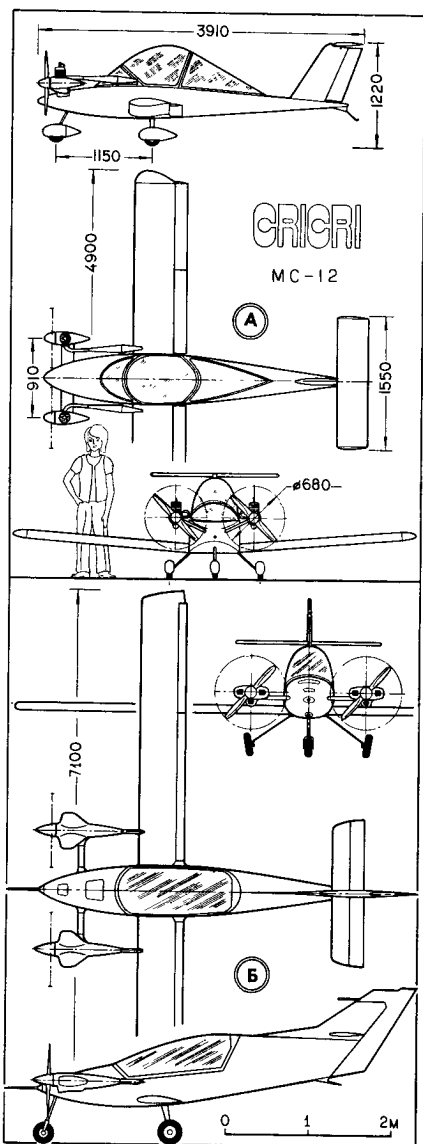


Рис. 11. Двухмоторные низкопланы:

А — «Кри-Кри» Мишеля Коломбана (Франция);
Б — самолет «Кася» (Польша) Эдварда Марганского — удачный пример творческого развития схемы «Кри-Кри». Два двигателя КМ-107Е мощностью по 25 л. с., площадь крыла — 3,5 м², удлинение крыла — 14,4, масса пустого — 180 кг, взлетная масса — 310 кг, максимальная скорость — 280 км/ч, скорость сваливания — 105 км/ч, дальность полета — 1000 км.

^{*} Антонов О. К. Десять раз сначала. М.: Молодая гвардия, 1969.

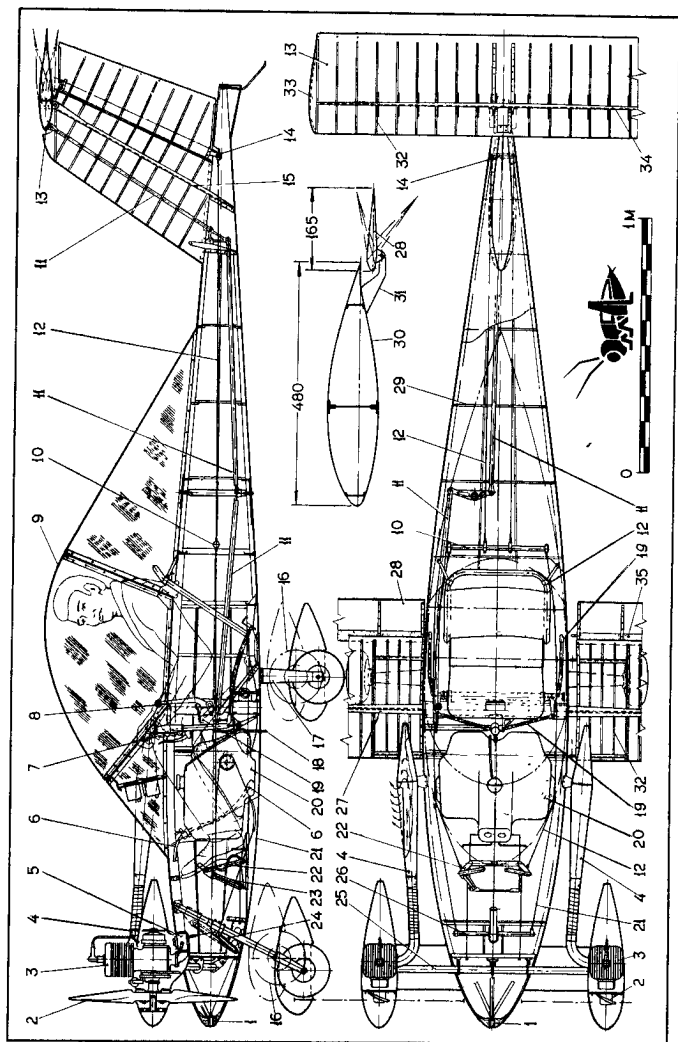


Рис. 12. Конпоновка самолета «Кри-Крин»:

- 1 — приемник воздушного давления указывает скорость, 2 — доработанный воздушный винт (максимальные обороты 7000 об/мин), 3 — двигатель Ровен (137 м² в массе 5,5 кг), 4 — ресиверная выхлопная труба, 5 — измерительный карбюратор, 6 — заборная трубка гибкая шланга с грузиком на конце (по одному на каждый цилиндр), 7 — доработанный карбюратор, 8 — ресиверная выхлопная труба, 9 — доработанный карбюратор, 10 — измерительный карбюратор, 11 — ресиверная выхлопная труба, 12 — ресиверная выхлопная труба, 13 — ресиверная выхлопная труба, 14 — ресиверная выхлопная труба, 15 — ресиверная выхлопная труба, 16 — ресиверная выхлопная труба, 17 — ресиверная выхлопная труба, 18 — ресиверная выхлопная труба, 19 — ресиверная выхлопная труба, 20 — ресиверная выхлопная труба, 21 — ресиверная выхлопная труба, 22 — ресиверная выхлопная труба, 23 — ресиверная выхлопная труба, 24 — ресиверная выхлопная труба, 25 — ресиверная выхлопная труба, 26 — ресиверная выхлопная труба, 27 — ресиверная выхлопная труба, 28 — ресиверная выхлопная труба, 29 — ресиверная выхлопная труба, 30 — ресиверная выхлопная труба, 31 — ресиверная выхлопная труба, 32 — ресиверная выхлопная труба, 33 — ресиверная выхлопная труба, 34 — ресиверная выхлопная труба, 35 — ресиверная выхлопная труба.

часто напоминавшие самолеты начала века. Они могли удачно «порхать» только при полном отсутствии ветра.

Лишь в последние годы удалось сделать существенный качественный шаг вперед. Он обусловлен использованием для ультрамаломощных самолетов маленьких крыльев с большой удельной нагрузкой. Это позволило резко уменьшить размеры машины до ультрамалых и повысить аэродинамическое качество.

Одним из первых удачных самолетов, построенных в соответствии с этой концепцией, и стал двухмоторный низкоплан «Кри-Кри» Мишеля Коломбана — сотрудника ведущей французской авиационной фирмы «Аэропассьяль». «Кри-Кри» по своим размерам напоминает скорее большую летающую модель, нежели пилотируемый летательный аппарат. Взлетная масса составляет всего 170 кг, масса пустого самолета — 70 кг. Площадь крыла — 3,1 м². Однако чрезмерно уменьшать размах, как это делают многие начинающие конструкторы маленьких самолетов, Коломбан не стал, справедливо полагая, что несущие свойства крыла прежде всего определяются его абсолютным размахом, а не площадью. Размах крыла «Кри-Кри» — 4,9 м, при этом длина и высота самолета составляют соответственно — 3,9 и 1,22 м.

На самолете использованы два одноцилиндровых двигателя воздушного охлаждения суммарной мощностью 16 л. с. В последующих многочисленных вариантах «Кри-Кри» применялись различные двигатели мощностью от 8 до 10 л. с. каждый. Характерная особенность самолета Коломбана — расположение двигателей в носовой части на V-образной стойке, что создает хорошие условия для работы винтов, охлаждения двигателей и дает возможность уменьшить размеры машины.

Параллельно с самолетами ультрамалых размеров с большой удельной нагрузкой на крыло на Западе развивались и упоминавшиеся «малышки» с огромным крылом. В последние годы они превратились в популярный ультралегкий самолет, как правило, трубчатой схематической конструкции с мягкой обшивкой, изготовленной по дельталанерной технологии. Конечно, ультралегкие самолеты найдут широкое применение не только для спортивных целей, однако в отношении летных данных авиетки типа «Кри-Кри» обладают неоспоримыми преимуществами при гораздо меньшей мощности.

Для сравнения предлагаем читателю сопоставить данные модернизированного «Кри-Кри» (МС-12) с одним из лучших и, пожалуй, самым популярным из ультралегких самолетов — «Квик Сильвер» американского производства (табл. 1). Отметим, что сравниваем эти самолеты не как две конкретные машины, предназначенные для выполнения одной целевой задачи, что было бы не совсем корректно, а как две концепции летательного аппарата, чтобы дать возможность читателю самому остановить свой выбор на «ультралегких» или «ультрамалых».

Как видим, «Кри-Кри» лишь по минимальным скоростям и взлетно-посадочным характери-

Характеристики самолета	«Кри-Кри»	«Квик Сильвер»
Мощность двигателя, л. с.	20 (2 · 10)	30
Взлетная масса, кг	170	190
Масса пустого самолета, кг	72	100
Площадь крыла, м ²	3,1	15
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	55	13
Максимальная скорость, км/ч	210	80
Посадочная скорость, км/ч	72	45
Скорость снижения у земли, м/с	5	5
Разбег-пробег, м	100—120	60—70
Расход топлива на 100 км, л	5	15
Ограничения по скорости встречного ветра при взлете и посадке, м/с	15	7

кам уступает ультралегкому самолету, существенно превосходит его по всем остальным летным данным. И прежде всего за счет высокого аэродинамического совершенства компактной конструкции.

Самолет «Кри-Кри» изготовлен в основном из металла. Из алюминиевого сплава сделаны лонжероны крыла, оперения и фюзеляжа, а также все обшивки, толщина которых не превышает 0,5 мм. Многие конструкторы-любители в последнее время стараются делать подобные конструкции из пластика, полагая получить существенное снижение веса. Однако если проанализировать весовые данные этих аппаратов, окажется, что они на 15—20% тяжелее конструкции Коломбана. Несловесные элементы конструкции планера «Кри-Кри», включая нервюры крыла, оперения и некоторые шпангоуты фюзеляжа, изготовлены из плотного пенопласта. Все соединения обшивки с каркасом выполнены склейкой. Это способствует получению чистых и гладких аэродинамических поверхностей при тонких металлческих обшивках.

Первый полет «Кри-Кри» совершил в 1973 г. С тех пор он пользуется постоянной популярностью среди любителей. Простота и технологичность конструкции способствовали широкому распространению «Кри-Кри» во многих странах. По чертежам Коломбана уже построены десятки аппаратов этого типа. Пилотажные качества самолета оказались довольно высокими. «Кри-Кри» может выполнять фигуры высшего пилотажа в диапазоне эксплуатационных перегрузок от +6 до —3 и даже такие акробатические трюки, как полет двух «Кри-Кри» «голова к голове» и тому подобные. Во Франции «Кри-Кри» успешно используется в спортивных целях, в том числе и для демонстрации акробатического пилотажа на авиационных праздниках.

Немало последователей Мишеля Коломбана и в нашей стране. Отличный пример творческого развития схемы «Кри-Кри» — самолет «Феникс» М-5 (рис. 13), построенный Николаем Мастеровым из Куйбышева. Этот аппарат был отмечен призами на СЛА-87 и СЛА-89. На СЛА-87 летчик-испытатель Герой Советского Со-

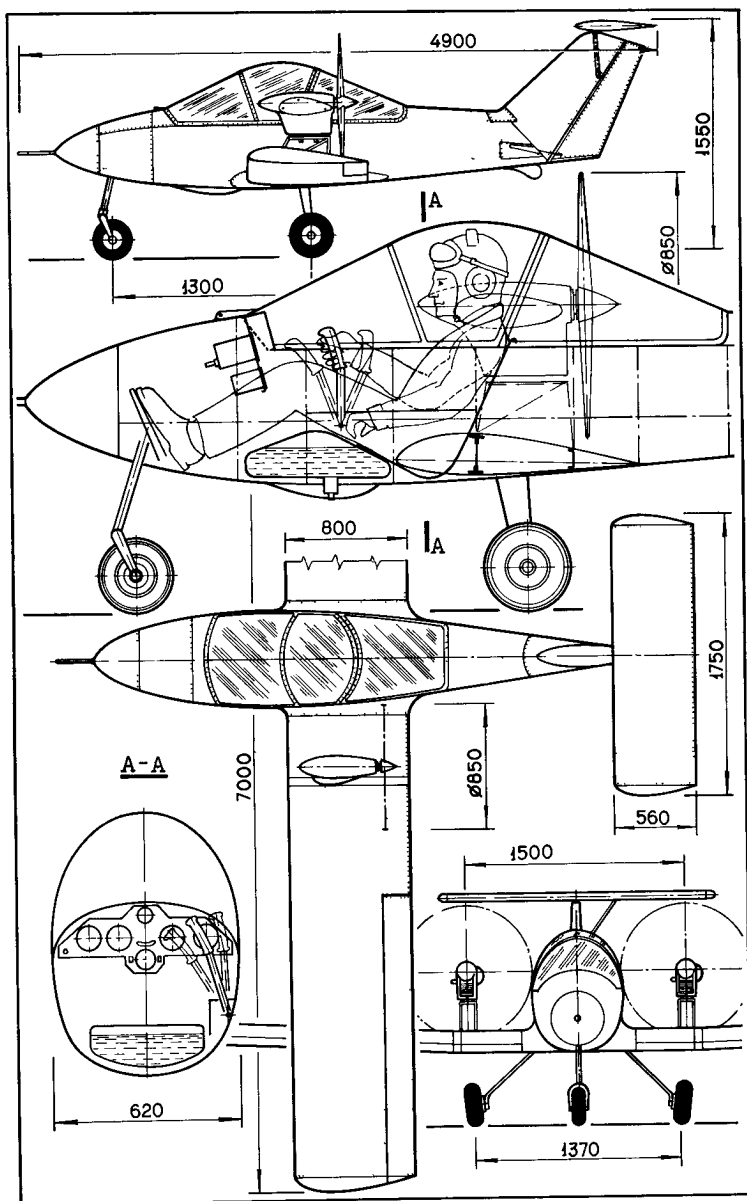


Рис. 13. «Феникс» М-5 Н. Мастерова. Два двигателя «Вихрь», переделанные под воздушное охлаждение, мощностью по 25 л. с., площадь крыла — 5,6 м² взлетная масса — 255 кг

юза Владимир Гордиенко выполнил на «Фениксе» первый и тогда единственный полет. Пилот отметил чрезмерную управляемость, недостаточную устойчивость и ненадежную работу моторов. Через два года все эти недостатки были устранены.

На «Фениксе» установлены два лодочных «Вихрь-25» с толкающими винтами, переделанные под воздушное охлаждение, использована боковая ручка управления, по своей конфигурации не имеющая аналогов в мировой практике. Ручка пришлась по вкусу всем летчикам-испытателям, она рекомендована пилотами к внедрению на истребителях и других типах самолетов «большой авиации». Конструкция этого двухмоторного самолета цельнометаллическая. «Феникс» — один из самых красивых самолетов, когда-либо принимавших участие в слетах СЛА. На СЛА-89 он отмечен второй премией Минавиапрома СССР в размере 5000 рублей.

На наш взгляд, «Кри-Кри» и «Феникс», по-видимому, приблизились к пределу миниатюризации, хотя некоторые любители думают иначе. Так, на СЛА-84 в Плаиерском В. Дмитриев — руководитель авиамodelьного кружка из города Фрунзе представил свою машину X-14A. Она имела площадь крыла всего $1,9 \text{ м}^2$ и весила пустая 45 кг. Самолет деревянной конструкции, изготовлен по стандартной авиамodelьной технологии и во многом напоминал большую авиамodelь. На слете X-14A не был допущен к полетам из-за большого числа конструктивных дефектов. Можно предположить, что самолет имел не только внешнее сходство с авиамodelью. Как известно, при сокращении размеров летательный аппарат становится более динамичным, возрастают угловые скорости его вращения, более короткопериодичными становятся движения машины, сокращается время реакции на действия рулями. При уменьшении размеров самолета ниже допустимых скорость реакции пилота уже может быть недостаточной для нормального управления.

Самым маленьким из летавших на слетах самолетов был А-11М (рис. 14). По отзывам летчиков-испытателей В. Заболотского, М. Молчанюка и В. Гордиенко, размерность этой модели и следует считать минимально допустимой. Сделан он был в 1983 г. коллективом молодежного конструкторского бюро «Аэропракт». А-11М — легкий низкоплан из дерева и стеклопластика с одноклиновым двигателем от чехо-словацкого мотоцикла «Чезет» мощностью 42 л. с. Двигатель снабжен редуктором, снижающим обороты винта до 2950 об/мин, что позволило добиться стартовой тяги 75 кг.

Надо отдать должное авторам — машина сделана вполне профессионально. Самолет снабжен зависающими элеронами, оригинальным пружинным загрузителем ручки управления с механизмом триммерного эффекта, ламинаризованным профилем крыла. Полки лонжеронов крыла А-11М изготовлены из углепластика, все обшивки — трехслойные стеклопластиковые панели с пенопластовым наполнителем. Даже рессора главного шасси изготовлена из стеклопластика,

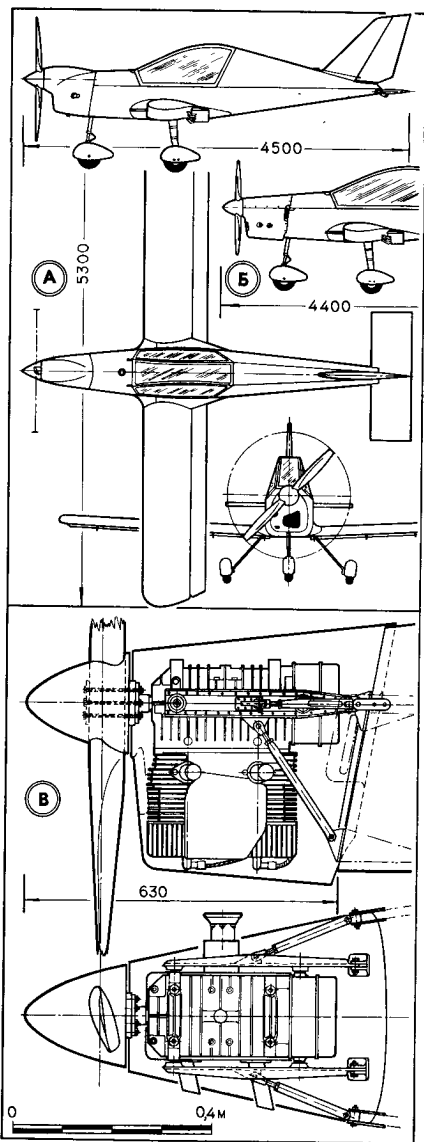


Рис. 14. Ультрамалые самолеты «Аэропракта»:

А — самолет А-11М. Площадь крыла — $3,56 \text{ м}^2$, профиль крыла FXS-02-196, плотность центровки — 15,4% САХ, взлетная масса — 210 кг, максимальная скорость — свыше 200 км/ч, посадочная скорость — 90 км/ч.
Б — самолет А-11М2. Диаметр винта — 1,1 м, шаг — 0,6–0,7 м, максимальная скорость — 180 км/ч, скороподъемность у земли — 4 м/с, дальность полета — 350 м, разбег — 200 м, пробег — 150 м.
В — силовая установка самолета А-11М2 (мотор РМ3 640).

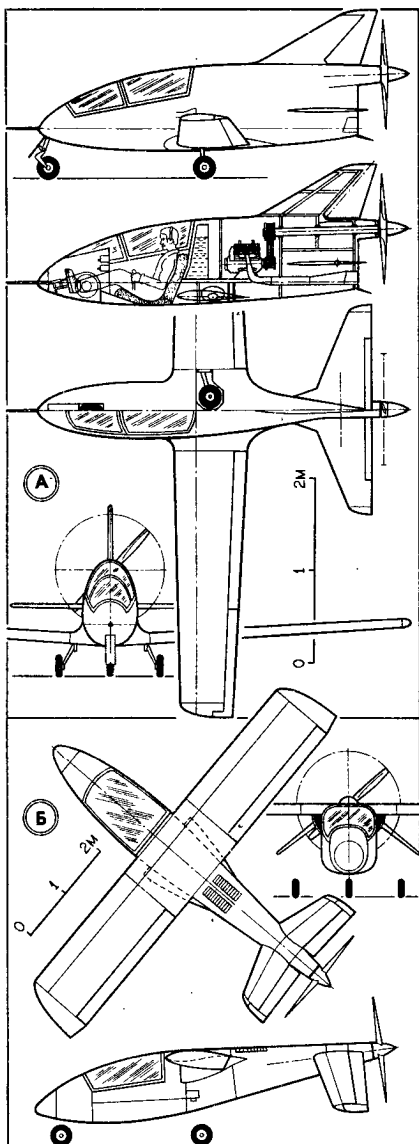


Рис. 15. Скоростные монопланы с толкающим воздушным винтом:

А — БД-5Д Джима Биза (США). Двигатель «Хирг» мощностью 70 л. с., диаметр винта — 1,12 м, редуктор клиноременный, размах крыла — 6,53 м, длина самолета — 4,05 м, площадь крыла — 4,4 м², масса пустого самолета — 175 кг, взлетная масса — 320 кг, максимальная скорость — 368 км/ч, скорость

спадания — 88 км/ч, расход и пробег — свыше 300 м, дальность полета — 960 км, скороподъемность у земли — 6,85 м/с.

Б — самолет «Мипи IМР» М. Тейлора (США). Двигатель «Димбэк» мощностью 68 л. с. (для оказания использования вентилятор типа «Флексдайн»), длина самолета — 4,38 м, размах крыла — 7,62 м, площадь крыла — 7 м², масса пустого — 236 кг, взлетная масса — 362 кг, максимальная скорость — 250 км/ч, дальность полета — 800 км.

оригинально выполнена заделка металлических элементов конструкции на пластиковых деталях. А-11М на втором слете был отмечен медалью ЦК ВЛКСМ, чему в немалой степени способствовал впечатляющий полет летчика-испытателя Виктора Заболотского. В этом полете пилот продемонстрировал даже элементы сложного пилотажа.

Год спустя куйбышевские конструкторы заменили на А-11М двигатель на РМЗ-640 мощностью 35 л. с. На модифицированной модели А-11М2 (см. рис. 14, Б) было выполнено немало успешных полетов.

Конечно, А-11М — не самый миниатюрный. По оценке известного английского справочника рекордов Гиннеса, самый маленький в мире самолет построил американец Рэй Ститс в 1952 г. Его биллаи «Скайбэби» («Небесное дитя») имел размах крыла всего 2,18 м, длину 3 м, мотор мощностью 85 л. с., масса пустого 205 кг, развивал скорость 298 км/ч. В последнее время появились сообщения, что один из американских любителей сделал самолет с размахом крыла на 20 см меньше, чем у «Скайбэби». Но практика строительства миниатюрных аппаратов, предназначенных для практического использования, показывает, что минимальный размах крыла таких самолетов должен составлять 4,5—5 м. При этом получается машина в размерности «Крик», А-11М или известного американского моноплана БД-5 Джима Биза.

БД-5 (рис. 15, А) появился в начале 70-х годов, и эта оригинальная машина до сих пор будоражит умы конструкторов-любителей. Джим Биза начал свою конструкторскую деятельность в начале 60-х годов на фирме «Грумман». В те времена он задался целью построить небольшой массовый двухместный самолет стоимостью не более 1000 долларов. Два года он упорно отрабатывал технологию изготовления простых дешевых конструкций. С этой целью на БД-1 он сделал оперение, состоящее из трех одинаковых поверхностей — две составляли половинки стабилизатора, третья — киль. Биза использовал дюралевою трубу большого диаметра в качестве лонжерона крыла, в нее заливалось топливо, как в бензобак. С целью упрощения технологии сборки при изготовлении самолета практически не применялась клепка. Цельнометаллическая конструкция выполнялась на клею. Именно на БД-1 впервые появилась носовая рессорная стойка шасси, как на нашем кронштадтском самолете «Дельфин». Однако все усилия конструктора запланированных результатов не дали: стоимость самолета оказалась около 5000 долларов. Хотя это и был один из самых дешевых самолетов в мире, Биза, не удовлетворенный достигнутым, бросил работу. Фирма «Грумман» тем не менее наладила выпуск БД-1 под названием АА-1

«Яики» и строит эти самолеты, пользующиеся популярностью у покупателей, до сих пор.

Тем временем Бидз, как конструктор-любитель, на базе известного американского двухместного планера «Швейцер» построил рекордный самолет и сам же установил на нем мировой рекорд дальности по замкнутому маршруту. Затем конструктор, основав собственную фирму, начал выпуск легкомоторных высокопланов БД-4. И вновь неудача — всем был хорош самолет, но покупатели предпочитали аналогичные машины фирм «Цессна», имевшие хорошую рекламу. Вот тогда и появился БД-5 — маленький одноместный самолет с двухцилиндровым двухтактным двигателем.

Самолет имел короткий фюзеляж с кабиной планерного типа, в которой пилот располагался в полужаком положении. Толкающий воздушный винт находился за хвостовым оперением и соединялся с двигателем с помощью удлиненного вала и клиноременной передачи. Впоследствии Бидз разработал вариант и с реактивным двигателем с тягой около 90 кг. Самолет выпускался в виде набора заготовок, из которых любой желающий мог собрать самолет. Как оценивали сами американцы, в этом и заключался секрет успеха машины. Дело в том, что по американским правилам самолет, выпускаемый в виде заготовок, не подлежал сертификации, то есть всесторонним летным испытаниям. Каждый любитель, построивший самолет из набора, сам проводил его испытания по очень упрощенной программе и получал «сертификат» — разрешение на полеты, как на экспериментальной машине. При этом плох был самолет или хорош, кроме самого любителя, построившего и эксплуатирующего машину, никто не знал.

Второй фактор, способствовавший успеху БД-5, — умелая, тонкая и умная реклама. Необычность схемы и внешнего вида самолета позволяли его рекламировать и как самый легкий, и как самый удобный, и как самый устойчивый, и как самый простой в управлении. Благодаря рекламе машиной заинтересовались даже ВВС США, предполагавшие использовать БД-5 в реактивном варианте в качестве стандартного тренировочного самолета. Так самолет попал в летно-испытательный институт ВВС США, где и был впервые детально изучен в полете. Вот тут и выяснилось, что он и не очень устойчив, и не так хорошо управляем, и попросту опасен даже для профессионала. Результаты испытаний были опубликованы, и фирма Бидз обанкротилась.

Главная причина неудачи, видимо, кроется в сложности пилотирования самолета малых размеров, о чем мы уже говорили. Для того чтобы читатель оценил миниатюрность БД-5, приведем некоторые его данные: размах крыла в разных вариантах от 5,18 до 6,53 м, взлетная масса от 250 до 450 кг, мощность двигателя от 32 до 70 л. с.

В дальнейшем Джим Бидз построил еще несколько самолетов, в том числе спортивно-пилотажный БД-8, о котором речь пойдет позже. Успеха эти самолеты не имели, конструктор на-

долго бросил авиостроение, занявшись созданием экспериментальных автомобилей. Однако в последнее время появились сообщения, что Бидз строит новый, на сей раз реактивный, сверхзвуковой любительский самолет.

Завершая рассказ о БД-5, необходимо отметить преимущества толкающего воздушного винта. Если толкающий винт находится позади гладкого обтекаемого фюзеляжа или мотогондолы, как на БД-5, и перед винтом не образуется мощная зона срыва потока, как на «Дон Кихоте» или «Эльфе», потери тяги могут быть небольшими. С другой стороны, если воздушный винт не обдувает фюзеляж и крыло турбулентным, завихренным потоком, аэродинамическое сопротивление такого самолета на больших скоростях может быть меньшим. Поэтому самолеты типа БД-5 с толкающим винтом позади гладкого фюзеляжа могут иметь более высокую максимальную скорость, несколько проигрывая во взлетно-посадочных характеристиках и скороподъемности. По приближенной оценке на самолете типа БД-5 выигрыш в максимальной скорости может составить 5–10% и примерно 15–20% составляет проигрыш во взлетно-посадочных данных.

Удачным примером аппарата с толкающим воздушным винтом был самолет «Mipi IMP» (рис. 15, Б) американского конструктора-любителя М. Тейлора. Конструкция самолета выполнена из алюминиевых сплавов.

Закачивая разговор о тянущем и толкающем винтах, можно сделать вывод, что потрясать мир рекордами скорости лучше на самолетах типа БД-5, а летать в свое удовольствие лучше на машинах с тянущим винтом, например, таких, как «Фольксплан» (рис. 16) американского любителя Эванса.

Первый экземпляр «Фольксплана» построен в начале 70-х годов. Самолет прошел испытания, сертифицирован по американским нормам летной годности легких самолетов, допущен к выполнению высшего пилотажа и штурмана. Чертежи этого самолета разошлись по многим странам. Автор задался целью создать простейшую конструкцию, доступную к повторению любителем, не имеющим хорошей подготовки. Самолет имеет классическую схему изкоплана. Основные материалы при постройке — древесина, фанера и пенопласт, рессора шасси сделана из дюралевой пластины, как на авиамодели. Двигатель от известного автомобиля «Фольксваген». Простота и доступность сделали «Фольксплан» образцом для подражания. Любительские самолеты этого типа по авторским чертежам строятся и эксплуатируются в Австралии, Бельгии, Канаде, Франции, Германии, Италии, Ирландии, Японии, Новой Зеландии, Швейцарии, Англии и США.

Несколько ранее в нашей стране студенты Харьковского авиационного института поставили перед собой задачу разработки простейшего самолета. Они создали ХАИ-19 (рис. 17, В). Это был свободонесущий моноплан классической схемы цельнодеревянной конструкции. Несмотря на то, что самолет не нес в себе ничего принципиально нового, «старое» в этой машине было

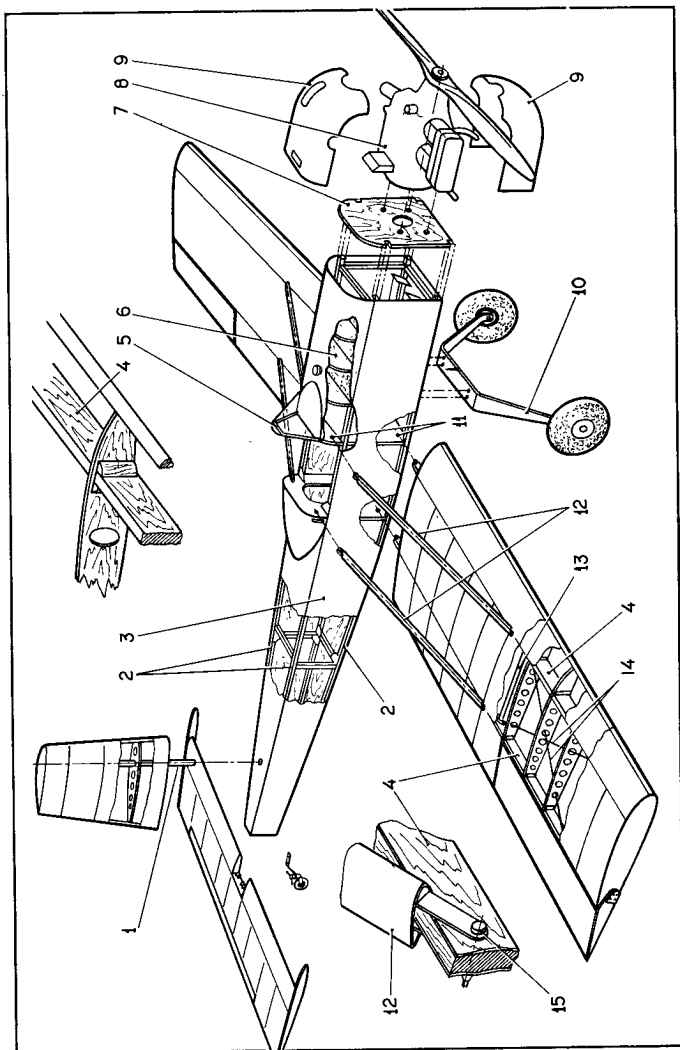


Рис. 16. Самолет «Фокслайк» VR-1 Энкасс (США). Длина самолета — 5,49 м, размах крыла — 7,32 м, площадь крыла — 9,29 м², масса пустого — 200 кг, взлетная масса — 340 кг, максимальная скорость — 170 км/ч, скорость сваливания — 65 км/ч, скороподъемность у земли — 2 м/с, разбег — 137 м, пробег — 61 м.

1 — посадочная труба; 2 — топливный бак; 3 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм); 4 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм); 5 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм); 6 — топливный бак; 7 — шпангоут (фанера толщиной 3 мм); 8 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм); 9 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм); 10 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм); 11 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм); 12 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм); 13 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм); 14 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм); 15 — обшивка фюзеляжа (фанера толщиной 3 мм).

Рис. 17. Одноместные низкопланы с тянущим винтом:

А — самолет Юрия Ермакова (г. Ижевск). Двигатель М 332 мощностью 140 л. с., площадь крыла — 7,6 м², масса пустого — 330 кг, взлетная масса — 450 кг, крейсерская скорость — 150 км/ч, посадочная — 100 км/ч.
В — «Колibri» Макса Брюггера (Швейцария). Двигатель «Фольксваген» мощностью — 40 л. с., размах крыла — 6 м, площадь крыла — 8,3 м², масса пустого — 185 кг, максимальная скорость — 180 км/ч, скорость сваливания — 60 км/ч.

В — ХАИ 19. Мотор М-61 мощностью 30 л. с., размах крыла — 7,5 м, площадь крыла — 9,5 м², масса пустого — 200 кг, взлетная масса — 312 кг, максимальная скорость — 140 км/ч, скороподъемность — 2,5 м/с, потолок — 2000 м, разбег — 220 м, пробег — 120 м.

Г — «Беручек» Владислава Вернера (ЧССР). Двигатель «Прага» мощностью 85 л. с. (3200 об/мин), размах крыла — 6,09 м, площадь крыла — 6,6 м², масса пустого — 280 кг, взлетная масса — 385 кг, максимальная скорость — 210 км/ч, посадочная — 90 км/ч, скороподъемность — 5 м/с, потолок — 1000 м, дальность полета — 300 км, продолжительность полета — 2 ч.

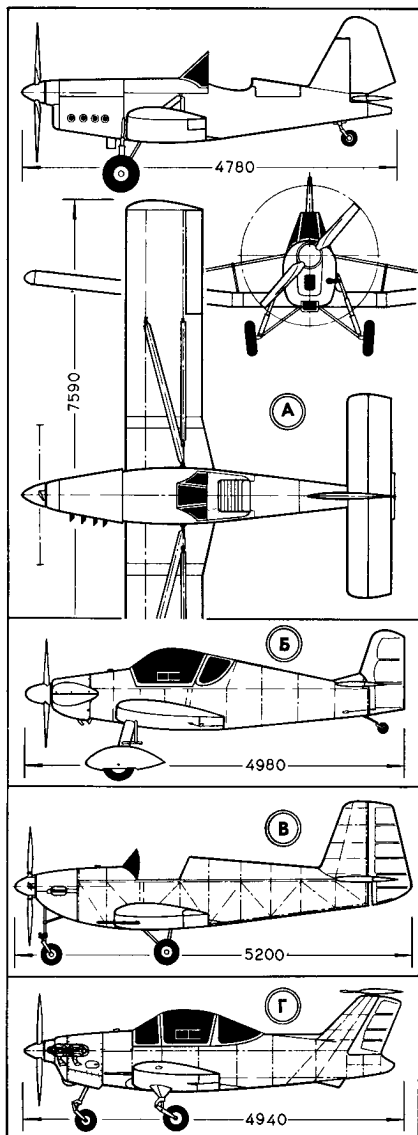
закомпоновано настолько грамотно и рационально, что до сих пор ХАИ-19 можно рекомендовать для начинающих любителей как образец.

Классические низкопланы типа ХАИ-19 демонстрируют великолепные летные данные, просты в пилотировании. Это еще раз подтвердил на СЛА-87 и СЛА-89 «Арго-02» (рис. 18, 19), построенный Е. Игнатьевым, Ю. Гулаковым и А. Абрамовым в Твери. В последние годы самоделщики для постройки своих аппаратов пытаются раздобыть дефицитные дюралевые трубы, ткани, вырабатываемые только во Франции, импортные двигатели. А вот для изготовления «Арго» использованы обычная сосна, фанера, полотно. На самолете установлен обычный серийный советский двигатель (первоначально МТ-8 от тяжелого мотоцикла, затем РМЗ-640). Летает же калининская самоделка лучше, чем некоторые полупрофессиональные аппараты с импортными двигателями. Обратите внимание на эту машину — такую может построить каждый. Кстати, это один из наиболее подходящих самолетов для соревнований пилотов-любителей, проводимых в рамках слетов СЛА.

Очень похож на «Арго-02» куйбышевский А-15 (рис. 20), построенный в 1989 г. известным самоделщиком Игорем Вахрушевым. Опять сосна, фанера, полотно. Привод воздушного винта из А-15 безредукторный.

В последние годы наряду с традиционными фюзеляжными у любителей большую популярность получили конструкции с фюзеляжами в виде тонкой трубчатой балки. Одну из первых удачных машин такого типа создал в 1970 г. американский любитель Харрис Вуд. Его моноплан «Рэйл» (рис. 21, А) оснащен двумя моторами мощностью 25 л. с. каждый с толкающими воздушными винтами. Достоинством машин такого типа является простота и легкость конструкции фюзеляжа. К этому типу относится и самолет «Вирдман» (США), распространяемый в виде набора заготовок.

Самолет с балочным фюзеляжем может быть не только монопланом, но и бипланом — это прекрасно продемонстрировали конструкторы-любители на СЛА-85 в Киеве. Студенты ХАИ под руководством С. Шевченко и В. Мельника построили и привезли в Киев балочный биплан ХАИ-34 (рис. 22, Б). К сожалению, цельнодеревянная машина оказалась перетяжеленной. На ней был установлен стандартный лодочный мотор «Вихрь» в 28 л. с. в перевернутом положении. Его мощности, однако, явно не хватило. В результате после отрыва машина имела скоро-



подъемность, равику 0,5 м/с, и даже обычный полет по кругу превращался в сложную задачу. Более оригинальный биплан, очень похожий

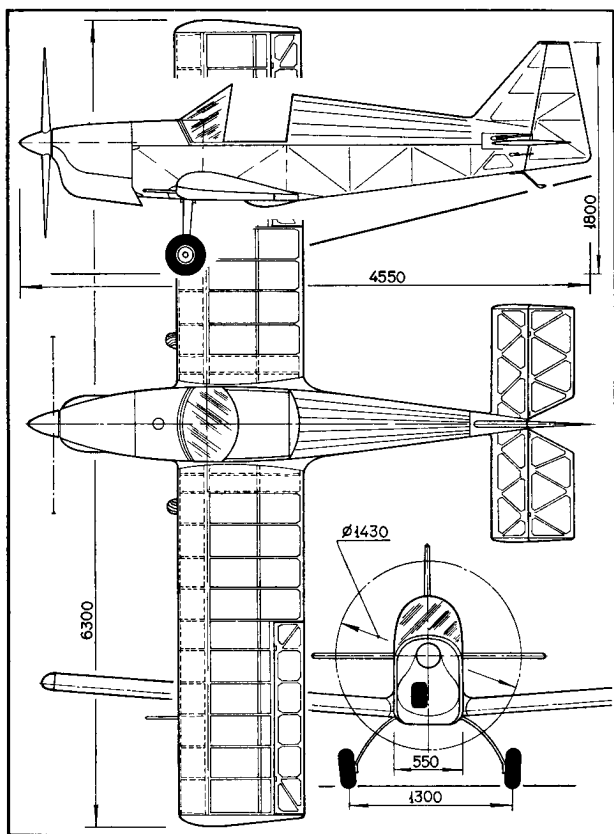


Рис. 18. Самолет «Арго-82». Двигатель РМЗ-640 мощностью 28 л. с., площадь крыла — 6,3 м², взлетная масса — 235 кг, масса пустого — 145 кг, максимальная скорость — 150 км/ч, скорость сваливания — 72 км/ч, скороподъемность у земли — 2 м/с, разбег — 100 м, пробег — 80 м, диапазон полетных центровок 24—27% САХ, диапазон эксплуатационных перегрузок от +3 до -1,5

на один из самых популярных на Западе любительских самолетов «Винг Динг II» (рис. 22, В), создали отец и сын Зэлки из Ростова-на-Дону. Их маленький «Зэлик-2» (рис. 22, А) имел крылья, изготовленные из элеронов Ан-2, а двигатель от холодильной установки «Шкода». Фюзеляжную балку конструкторы сделали из дюралевой трубы диаметром 110 мм. Попыток использования агрегатов серийных самолетов на самоделках известно много. На этот раз их сочетание было гармоничным и рациональным. Летные данные «Зэлика» были высокими. Спустя два года Зэлики установили на самолет мотор

мощностью 70 л. с. Модернизированный таким образом «Зэлик-2М» великолепно летал на СЛА-87.

Балочный одноместный самолет ХАИ-40 (рис. 23, А), предназначенный для решения важных практических задач в народном хозяйстве, на СЛА-87 показали студенты Харьковского авиационного института. Недостатки использованного на этой машине толкающего воздушного винта главный конструктор ХАИ-40 Геннадий Хмыз решил компенсировать установкой на двигатель редуктора с зубчатым ремнем и увеличением

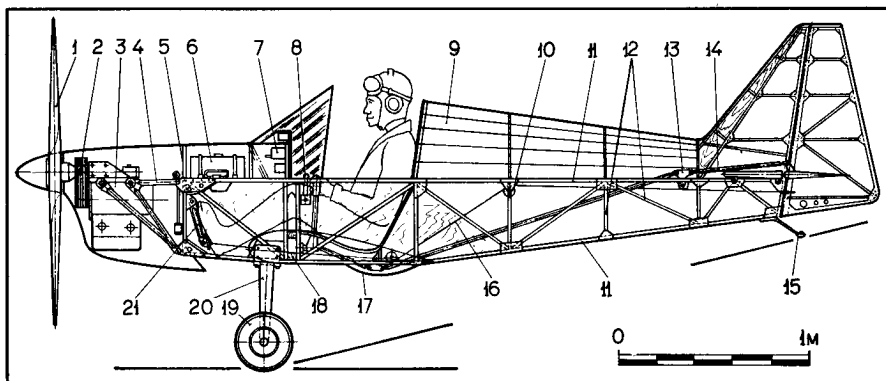


Рис. 19. Компоновка самолета «Арго-02»:

1 — деревянный воздушный винт (диаметр — 1,48 м, шаг — 0,95 м), 2 — клиноремный редуктор (передаточное отношение 1:2); 3 — двигатель РМЗ-640; 4 — моторамы, сваренная из стальных труб (сталь 20); 5 — противопожарная перегородка; 6 — бензобак; 7 — приборная доска; 8 — рычаг управления двигателем; 9 — гаррот фюзеляжа (набор из сосновых стрингеров и шпангоутов, обтянут полотном); 10 — риллики в системе тросовой привода управления рулем направления; 11 — основные лонжероны фюзеляжа; 12 — основные стойки и раскосы фюзеляжной формы; 13 — каналы в системе жесткой проводки управления рулем высоты; 14 — тяги управления рулем высоты; 15 — хвостовая опора; 16 — трос управления рулем направления; 17 — обтекатель качалки управления рулем высоты; 18 — полая фюзеляжная балка крыла (сосновые) — продолжение лонжеронов крыла; 19 — колеса размером 300 × 125 мм; 20 — стальная рессора шасси; 21 — подвесные педали

диаметра винта. Кроме того, самолет имеет очень большое удлинение крыла (8,2 м), в результате отлично летает и может даже перевозить значительный груз, используя мотор РМЗ-640 мощностью 35 л. с.

Примерами удачной компоновки самолетов с балочным фюзеляжем и толкающим воздушным винтом могут так же служить «Каприз» (рис. 23, Б), построенный в СКБ Киевского института гражданской авиации чехо-словацким студентом Я. Намисияком, «Оптимист», созданный в Эрдловске В. Бабовым (рис. 24), а также «Этюд» (рис. 25) из Смоленска. Последние два летательных аппарата прошли испытания и успешно летали на СЛА-89 в Риге.

Среди одноместных любительских конструкций нередко встречаются и «водоплавающие». Проблемы создания гидросамолетов так или иначе волнуют всех наших конструкторов-любителей: у одного на десятки километров вокруг нет подходящей площадки для полетов, а водоемов достаточно. Другой стремится таким образом решить проблемы безопасности: все-таки вода несколько «мягче», чем земля. Третьего просто привлекает отдых на реке или озере. Видимо, все эти доводы принимались в расчет конструкторами-любителями из клуба «Аэропракт», где были построены несколько оригинальных аппаратов, стартующих с воды.

История создания гидросамолетов в «Аэропракте» богата и поучительна. Все началось с аварий планера первоначального обучения «Букварь», созданного в 1976 г. При грубых посадках часто случались поломки. Чтобы сделать процесс обучения более безопасным, решили построить планер, взлетающий с суши с помощью резинового амортизатора и садящийся на воду. Вскоре идея была успешно реализована.

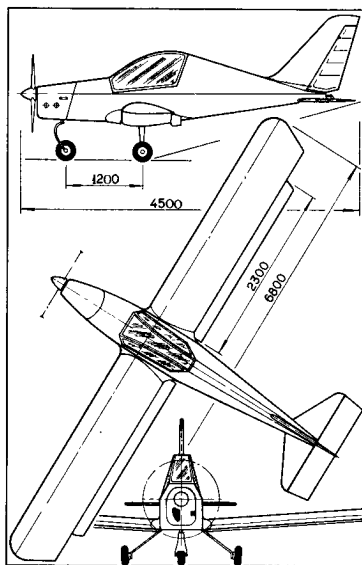


Рис. 20. Самолет А-15 И. Вахрушева (Куйбышев, 1989 г.). Площадь крыла — 5 м², профиль крыла Р-III-18%, взлетная масса — 220 кг, масса пустого — 135 кг, двигатель РМЗ-640 мощностью 30 л. с., диаметр винта — 0,96 м, шаг винта — 0,55 м, статическая тяга винта — 60 кг, полетная центровка — 23%, максимальная скорость — 140 км/ч, скорость сваливания — 70 км/ч, скороподъемность у земли — 3 м/с

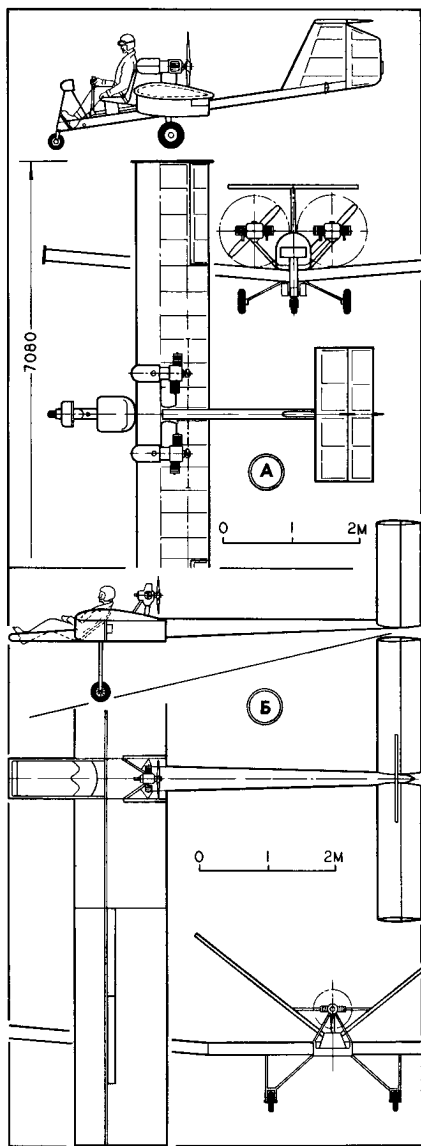


Рис. 21. «Бесфюзеляжные» любительские самолеты:

А — «Рэд» Харриса Вудз (США). Длина самолета — 4,75 м, площадь крыла — 7,56 м², масса пустого — 200 кг, взлетная масса — 322 кг, максимальная скорость — 145 км/ч, скорость сваливания — 72 км/ч, скороподъемность — 4,5 м/с, потолок — 3600 м, взлетная дистанция до высоты 15 м — 375 м, посадочная дистанция — 240 м.

Б — «Вирдман» ТЛ 1 (США). Двигатель мощностью 15 л.с., размах крыла — 10,36 м, длина самолета — 5,9 м, площадь крыла — 13 м², масса пустого — 50 кг, взлетная масса — 150 кг, максимальная скорость — 100 км/ч, скороподъемность — 1,8 м/с, дальность полета — 380 км.

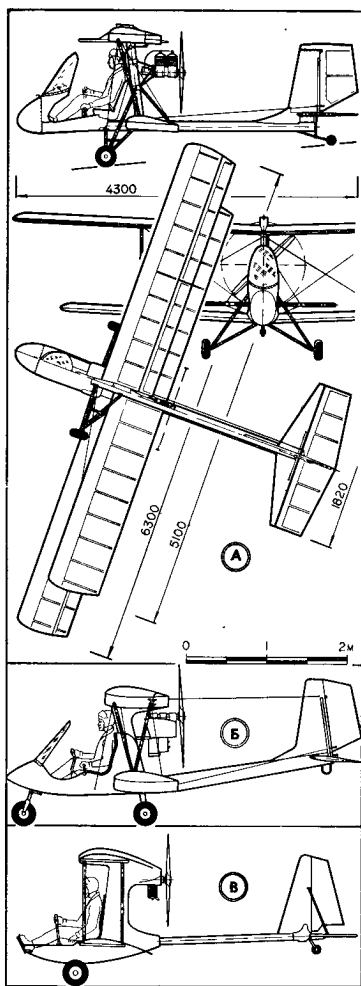


Рис. 22. Одноместные бипланы:

А — «Эзлик» 2. Площадь крыла — 7,4 м², взлетная масса — 222 кг, мотор мощностью 30 л.с. при 3550 об/мин, диаметр винта — 1,06 м, шаг — 0,34 м, статическая тяга винта — 50 кг, максимальная скорость — 120 км/ч, скорость сваливания — 60 км/ч, скороподъемность у земли — 1,5 м/с.

Б — Самолет ХАИ 34. Длина самолета — 4,8 м, размах крыла — 5,81 м, площадь крыла — 8,8 м², взлетная масса — 237 кг, диаметр винта — 1,3 м, шаг — 0,6 м, обороты — 2900 об/мин, максимальная скорость — 120 км/ч, скорость сваливания — 62 км/ч.

В — «Винг Дин» 113 (США). Двигатель мощностью 14 л.с., размах крыла — 5,69 м, длина самолета — 4,27 м, площадь крыла — 9,85 м², масса пустого самолета — 55,5 кг, взлетная масса — 140 кг, максимальная скорость — 80 км/ч, скорость сваливания — 42 км/ч, потолок — 1220 м, дальность полета — 52 км, разбег — 76 м, пробег — 46 м.

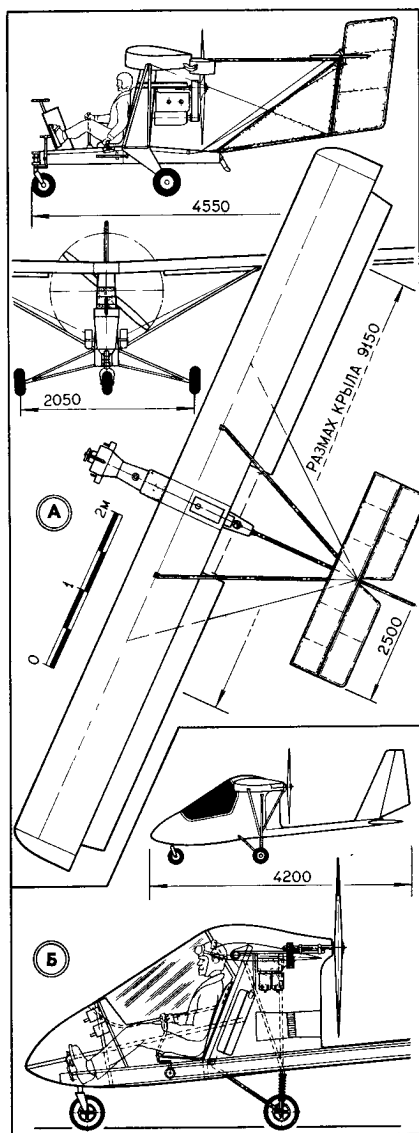


Рис. 23. Балочные одноместные самолеты:

А — ХАИ 40. Площадь крыла — $9,7 \text{ м}^2$, тяга винта — 90 кг , взлетная масса — 252 кг , максимальная скорость — 110 км/ч , скорость сваливания — 55 км/ч

Б — самолет «Каприз» чехо-словацкого студента Я. Намисняка

Год спустя на планер А-3 установили лодочный мотор «Вихрь-25», переделанный под воздушное охлаждение, его мощности вполне хватало для взлета с воды, однако жесткость и прочность легкого крыла явно не были рассчитаны на возросшие скорости.

Во время второго испытательного полета, который проводил конструктор А-3 В. Мирошник, при снижении с высоты 220 м под влиянием сильной турбулентности атмосферы на высоте 150 м скорость вдруг за полторы секунды возросла со 110 до 180 км/ч . На правой консоли крыла начался флаттер, и она в одно мгновение развалилась от скручивания и изгиба. Мотопланер перешел в вертикальное вращательное падение и через полтора витка упал в воду, которая смягчила удар. В. Мирошник даже после этого случая не потерял веру в преимущества гидросамолетов. Разумеется, следующий аппарат — А-5 также предназначался для полетов над водной поверхностью и представлял собой оригинальную амфибию с тем же двигателем.

Сухопутное шасси на этом самолете решили сделать неубирающимся — так машина получилась проще. Несколько полетов с грунтового аэродрома показали, что А-5 вполне устойчив, управляем, прекрасно взлетает и садится. Однако попытки взлета с воды успехом не увенчались: хотя колеса шасси были спрятаны в обтекатели, их сопротивление было настолько значительным, что самолет даже не мог выйти на редан. А посадка на воду вообще оказалась невозможной: сухопутное шасси послужило причиной резкого неуправляемого разворота машины после касания водной поверхности.

Сухопутное шасси пришлось убрать, превратив машину в летающую лодку с плоским днищем. Испытания самолета продолжались.

Специалистам хорошо известно, что летающие лодки с плоским днищем имеют лучшее гидродинамическое качество, однако при грубой посадке, особенно при посадке на волну, перегрузки при ударе могут быть значительными. Но любителям из «Аэропракта» пришлось узнать это на практике: во время одной из посадок днище лодки проломилось.

В процессе ремонта на лодку установили новое днище, изготовленное из пенопласта и стеклоткани. В отличие от старого, оно имело заметный угол килеватости. На этом процесс доводки самолета, получившего окончательное название А-05 «Гидро-П» в основном завершился. Начиная с 1978 г. лодка удачно летала. Она легко отрывалась от воды, имела хорошие летные данные. И. Егоров эффектно выполнял «полеты с конвейера» и фигуры сложного пилотажа. На А-05 много и успешно летали все члены клуба «Аэропракт». Вынужденные посадки, связанные с отказом двигателя, поломкой и даже потерей винта, всегда оканчивались благополучно — самолет хорошо планировал и мягко садился на воду. Были случаи выскакивания из воды на сушу, при этом А-05 легко скользил по грунту, не имея тенденции к капотированию. На слете СЛА-84 «Гидро-П» был признан лучшим гидросамолетом и удостоился высшей награды.

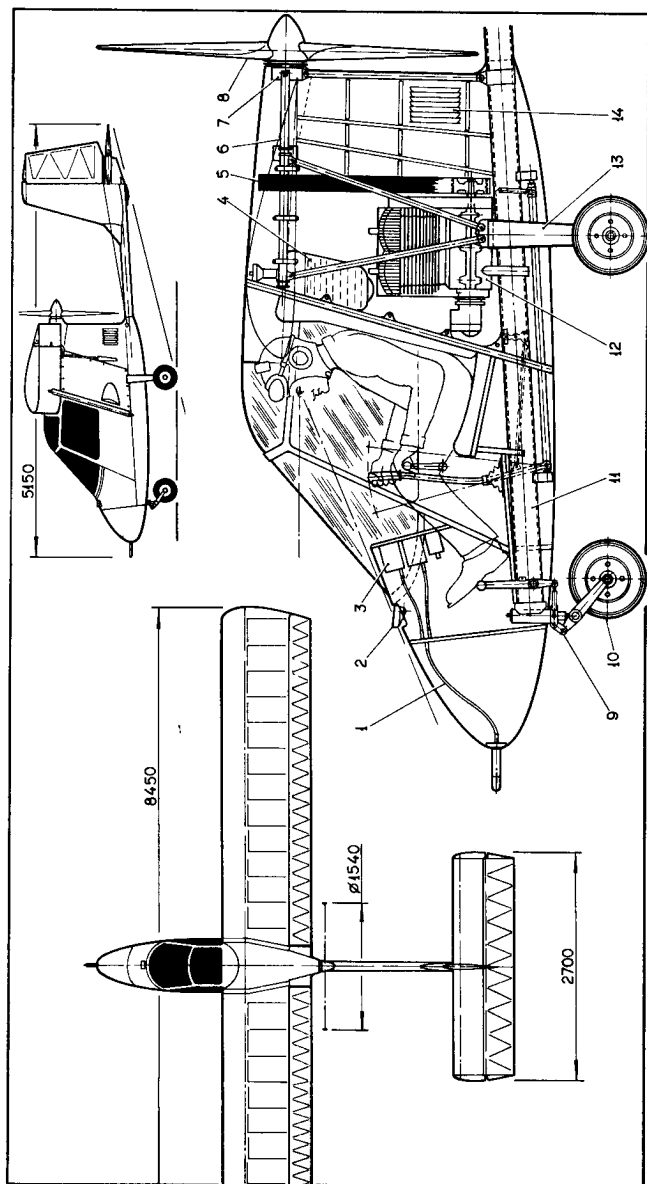


Рис. 24. Один из лучших одноместных самолетов СJA-89 «Оптимист» В. Барова (Свердловск). Двигатель мощностью 36 л. с., площадь крыла — 9,0 м², профиль крыла — Р-111, 15,5%, взлетная масса — 301 кг, масса пустого — 210 кг, полетная центровка — 24% САХ, максимальная скорость — 130 км/ч, скорость сваливания — 72 км/ч, скорость сжигания — 72 км/ч, скороподъемность у земли — 2 м/с

1 — проводка пружинки воздушного двигателя, 2 — воздушный двигатель, 3 — воздушный двигатель, 4 — бензобак, 5 — редуктор, 6 — вал воздушного двигателя, 7 — подшипник вала двигателя, 8 — воздушный двигатель, 9 — воздушный двигатель, 10 — воздушный двигатель, 11 — воздушный двигатель, 12 — воздушный двигатель, 13 — воздушный двигатель, 14 — воздушный двигатель

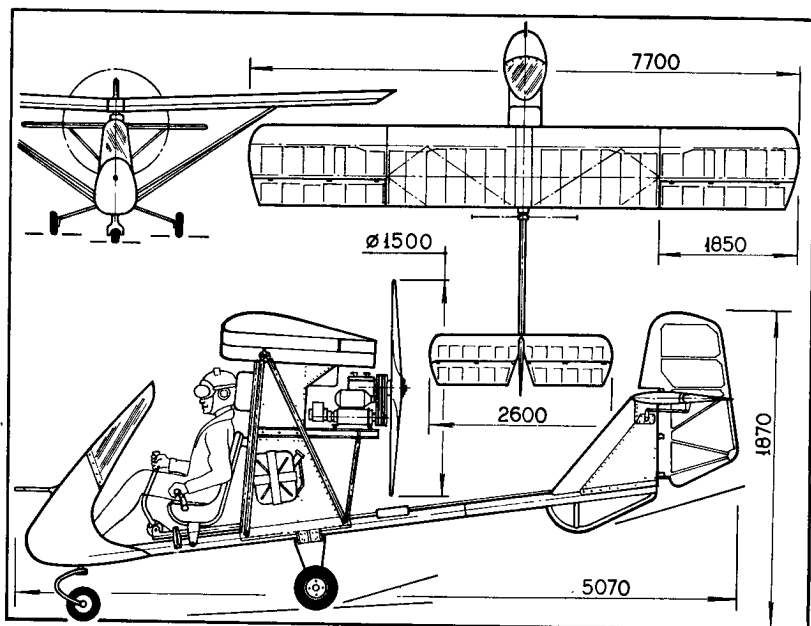


Рис. 25. Самолет «Этюд» В. Синицына (Смоленск). Двигатель «Вихрь-30» мощностью 30 л. с., площадь крыла — 8,5 м², профиль крыла — NACA-6412, взлетная масса — 267 кг, масса пустого — 168 кг, частота вращения двигателя — 4000 об/мин, частота вращения воздушного винта — 2000 об/мин, диаметр винта — 1,5 м, шаг винта — 0,75 м, статическая тяга винта — 60 кг, максимальная скорость горизонтального полета — 120 км/ч, скорость сваливания — 70 км/ч, скороподъемность — 1,5 м/с

Самолет А-05 «Гидро-II» (рис. 26) изготовлен из пластика и древесины. По аэродинамической схеме он представляет собой подкосный высокоплан с Т-образным хвостовым оперением. Однолонжеронное крыло состоит из двух отъемных консолей, стыкующихся непосредственно с фюзеляжем. Крыло имеет значительное удлинение, благодаря чему достигается высокое аэродинамическое качество, отсюда и великолепные планирующие свойства, а также возможность полета с двигателем малой мощности. Вся задняя кромка крыла занята зависающим элероном. Для крыла В. Миросиник разработал специальный профиль, предварительно проверив его в аэродинамической трубе Куйбышевского авиационного института на небольших продувочных моделях.

Каких-либо специальных устройств, обеспечивающих остойчивость гидросамолета на воде, на А-05 нет. Поэтому на стоянке конец герметичной консоли крыла опускается на воду, а по мере роста скорости в процессе разбега и появления эффективности поперечного управления пилот

легким отклонением элерона отделяет консоль от водной поверхности. Специального водяного руля у самолета также нет, его функции выполняет погруженный в воду руль направления.

Силовая установка состоит из двигателя «Вихрь-30А», переделанного под воздушное охлаждение. На всех гидросамолетах «Аэропракта» использовались деревянные толкающие воздушные винты фиксированного шага.

В завершение обзора одноместных любительских самолетов отметим, что они уже находят и практическое применение. За границей такие аппараты используются для наблюдения за линиями электропередач, газопроводами, сельскохозяйственными угодьями. На них возможна установка простой аппаратуры для аэрофото съемки и оборудования для ультрамалообъемной химической обработки посевов.

Диапазон применения легких одноместных самолетов может быть достаточно широким, но для самостоятельного обучения полетам их использовать не стоит, для этой цели лучше подойдут двухместные машины.

САМОЛЕТ НА ДВОИХ

Начав с постройки одноместных аппаратов, большинство конструкторов-любителей постепенно приходит к выводу, что возможности такого самолета крайне ограничены — летать можно только в тихую безветренную погоду, двухтактный мотор недостаточно надежен и не позволяет удаляться от аэродрома, для обучения самолет практически не пригоден, груз на борт взять нельзя.

В итоге многие самодельщики, получив первоначальную конструкторскую и летную подготовку на одноместных самолетах, начинают строить двухместные машины. Примеров тому можно привести немало.

Широкую известность в нашей стране получил «Дельфин» (рис. 27) — один из лучших учебно-спортивных самолетов. Построен он в 1974 г., почти одновременно с известным Як-52, в городе Кронштадте в самодельном клубе под руководством молодого инженера П. Лявина. Кронштадтский клуб один из «старейших» в нашей стране, еще в 1959 г. школьники Петя Лявин и Костя Кораблев создали свой первый планер.

— На этом планере мы научились летать, — вспоминает Лявин. — Вскоре построили второй планер, потом долгое время летали на КАИ-11. Но в 1964 г. наш самодельный планерный кружок был закрыт. Планер пришлось сдать в металлолом, но крылья мы оставили. Используя их, начали проектировать самолет.

Тем временем ребята поступили в институты. Работали, учились, а по вечерам строили самолет. Многие не получалось, приходилось переделывать. До всего доходили сами. В 1968 г. построили легкий одноместный самолет «Оса», который сразу не полетел. Только через год, изменив аэродинамическую схему и многое изготовив заново, удалось поднять «Осу» в воздух. Затем последовали новые доработки и улучшения. То, что конструктор-профессионал мог узнать, прочитав инструкцию или статью в научном журнале, любителям приходилось изобретать заново, исправляя собственные ошибки.

«Оса» — один из шести легких одноместных летательных аппаратов, построенных группой Лявина в то время. При создании всех этих конструкций кронштадтцы, как и все начинающие самодельщики, преследовали довольно простую цель — построить самолет, способный летать. Со

временем появилась уверенность в собственных силах, и члены клуба решили построить двухместный учебно-спортивный самолет. Он стал седьмым летательным аппаратом этого коллектива.

Первый полет в 1974 г. «Дельфин» совершил с мотором «Вальтер-Микрон» мощностью 50 л. с. Но этой мощности оказалось недостаточно. Вскоре «Микрон» заменили на «Вальтер-Микрон-4» мощностью 140 л. с. Каждый год зимой, когда не было полетов, в самолет вносились какие-либо изменения. Наконец машина была доведена до высокой степени технического совершенства.

Кронштадтский «Дельфин» представляет собой моноплан с низким расположением крыла и размещением членов экипажа рядом. Такая компоновка в настоящее время считается наиболее удобной для обучения. Создатели «Дельфина» выбрали очень рациональную размерность машины, при которой основные параметры — удельная нагрузка на крыло около 50 кг/м² и удельная нагрузка на мощность около 4 кг/л. с. — обеспечивают простоту техники пилотирования, относительно невысокую скорость сваливания и, соответственно, невысокие взлетную и посадочную скорости. В то же время энерговооруженность машины достаточна для выполнения фигур высшего пилотажа.

Конструкция самолета «Дельфин», выполненная целиком из металла, отличается простотой и рациональностью. Фюзеляж типа полумонокок имеет дюралевую обшивку, четыре стрингера и 13 шпангоутов. Передний шпангоут, являющийся противопожарной перегородкой, склепан из двух дюралевых листов с асбестовой прокладкой между ними. Однолонжеронный киль и двухлонжеронный центроплан выполнены задело с фюзеляжем. Все детали обшивки изготовлены из листов толщиной 0,6—0,8 мм.

Отъемные консоли крыла однолонжеронные с косым вспомогательным лонжероном в корневой части. Консоли крыла изготовлены с использованием деталей со списанного КАИ-11. Носок консоли до лонжерона имеет дюралевую обшивку и воспринимает все нагрузки от кручения крыла. Хвостовая часть консоли обшита полотном. Такая конструкция обеспечивает минимальный вес свободонесущего крыла. Относительная толщина профиля 15,5%. Крыло снабжено шелевым

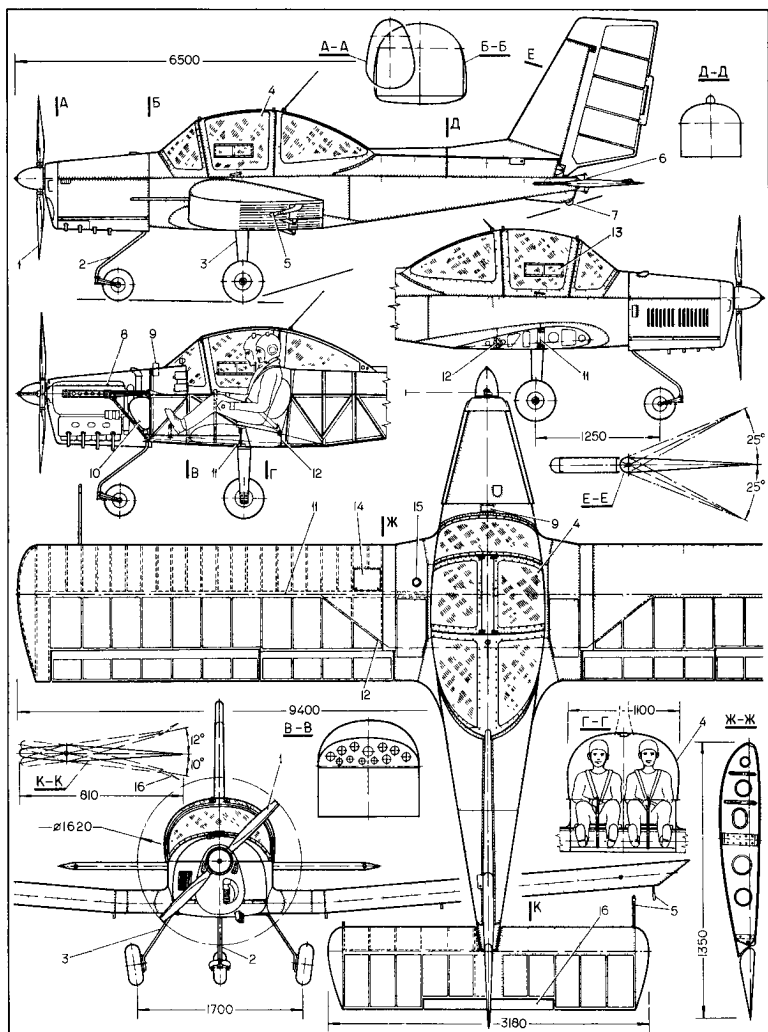


Рис. 27. Самолет «Дельфин». Площадь крыла — 12,69 м², масса пустого самолета — 456 кг, взлетная масса — 670 кг, масса силовой установки — 125 кг, масса двигателя — 102 кг, максимальная скорость — 200 км/ч, скороподъемность у земли — 4,8 м/с, дальность полета — 200 км, разбег — 140 м, пробег — 110 м:

1 — металлический воздушный винт 2 — носовая рессора (носовое колесо самоориентирующееся), 3 — главная рессора шасси, 4 — створки фонаря, 5 — противобатерейные балансиры, 6 — качалка управления стабилизатором, 7 — предохранительная хвостовая опора, 8 — двигатель, 9 — выдвигающийся воздухозаборник вентилятора, 10 — маслобак, 11 — главный лонжерон крыла, 12 — задний вспомогательный лонжерон крыла, 13 — сдвигная форточка фонаря, 14 — люк аккумулятора, 15 — бензобаки, 16 — обратный сервокомпенсатор руля высоты

закрыльком и элероном. Конструкция элерона и закрылков двухопорная однолонжеронная с полотняной обшивкой. Закрылки имеют ручной механический привод и отклоняются на 15° на взлете и на 58° на посадке.

Горизонтальное оперение цельноповоротное, без руля высоты, по конструкции аналогично консоли крыла. Оно может отклоняться вверх на 12°, вниз — на 10° и имеет обратный сервокомпенсатор, то есть сервокомпенсатор не снижающий, а увеличивающий усилия на ручке управления до требуемой величины. Управление самолетом спаренное, проводка к рулю высоты и рулю направления выполнена тросами диаметром 3 мм, к элеронам и закрылкам — жесткими тягами.

Шасси самолета необитаемое рессорное, изготовлено из пружинной стали 65С2А. Особенно оригинально выполнена носовая стойка, сделанная из прутка 65С2А. Колеса главного шасси тормозные, сделаны из стандартного нетормозного колеса размером 400Х150 мм. Управление тормозам колес механическое.

Силовая установка состоит из авиационного четырехцилиндрового двигателя воздушного охлаждения «Вальтер-Минор-4» и металлического воздушного винта, шаг которого можно изменять на земле. Запуск двигателя на земле осуществляется электростартером. В состав оборудования самолета включены авиагоризонт, указатель поворота и скольжения, компас, малогабаритная радиостанция, что позволяет выполнять полеты даже в сложных метеоусловиях. Кресла пилотов имеют простейшую конструкцию, но допускают использование наспинных парашютов. Оригинально выполнен большой фонарь кабины пилотов с двумя открывающимися вверх створками-дверцами. Створки легко открываются и на земле и в полете, при необходимости могут быть сброшены, обеспечивая возможность безопасного аварийного покидания самолета в критической ситуации.

По своим летным возможностям «Дельфин» практически не уступал серийному учебно-спортивному Як-52. Сравнивая «Дельфин» с Як-52, можно отметить, что на постройку «Дельфина» ушло полтора года, примерно столько же заняло создание Як-52. Но если в Кронштадте самолет строили пять человек в свободное от основной работы время, на Як-52 были задействованы десятки человек и около десятка научных институтов. При практически одинаковых летных возможностях Як-52 с мотором в 360 л. с. на взлете имеет массу свыше 1300 кг, а «Дельфин» с мотором в 140 л. с. — 670 кг. Полный ресурс Як-52 составляет около 300 летных часов, «Дельфин» налетал более 700 часов. Серийный Як-52 стоил 80 тыс. рублей, а первый опытный обошелся значительно дороже. В то же время на «Дельфин» хватало отчислений из зарплаты пяти его создателей.

Як-52, конечно, «сказал свое слово» в истории спортивной авиации. Уже тысячи молодых пилотов получили путевку в небо на этой машине. Но вместе с тем, сравнение показывает, как неисчерпаемы творческие возможности конструкторских коллективов любителей. «Дельфин»

дважды принимал участие в смотрях-конкурсах любительских самолетов и дважды занимал первые места. На СЛА-85 самолет удостоен также специального приза ЦК ДОСААФ СССР как лучший учебный самолет. По завершении слета СЛА-85 профессиональные летчики-испытатели, опробовавшие «Дельфин» в воздухе, рекомендовали наладить серийный выпуск самолетов типа «Дельфин» для авиаспортиблудов ДОСААФ, для тренировки профессиональных пилотов и для использования в народном хозяйстве. Характерно, что, в отличие от модных сейчас «ультралайтов», самолеты типа «Дельфин» позволяют организовать регулярные полеты и при этом минимально зависят от погодных условий.

С созданием «Дельфина» в Кронштадте фактически возник самостоятельный аэроклуб, действующий по принципу: «Летаем на том, что сами строим». Клуб имеет свое помещение, мастерскую, официально зарегистрированную площадку для полетов. «Постоянный» состав клуба составляют около десяти человек, штатных сотрудников нет. Ежегодно в клуб принимают школьников 8—10-х классов.

«Тяжелые» двухместные машины характерны для ленинградской школы любительского самолетостроения. То ли оказывает влияние удачный опыт многолетней эксплуатации «Дельфина», то ли суровый балтийский климат заставляет отказываться от нежных одноместных машин, так или иначе «тяжелые» самолеты здесь пользуются популярностью.

Много лет мечтал о полетах в ленинградец Борис Алексеевич Хобутовский, однако летчиком не стал, работал шофером. Но мечта о небе осталась. Она и заставила начать работу над маленьким одноместным самолетом. Дело двигалось медленно и трудно, но самолет так и не смог подняться в воздух.

Взлетел лишь второй самолет. На нем Борис Алексеевич в скором времени самостоятельно научился летать. Но как не похож был этот хрупкий, нежный аппарат на прочный неприхотливый грузовик, с которым приходилось иметь дело профессиональному шоферу. Надежный самолет в представлении Хобутовского должен был быть достаточно большим, мощным и простым. Конструктор-любитель пришел к выводу, что двухместная кабина могла бы существенно расширить диапазон применения летательного аппарата.

Много лет ушло на постройку третьей машины. Работу Борис Алексеевич начал один. А когда был готов фюзеляж, появились молодые помощники. Работа пошла быстрее. Первоначально предполагалось сделать самолет монопланом, но маленькие размеры мастерской натолкнули на хорошо известный авиаторам 30-х годов вывод: если сделать самолет бипланом, то необходимую общую площадь крыла можно «разбить» на две части — верхнее и нижнее крылья. Такой самолет получается более компактным. Хобутовский предполагал использовать свой самолет для воздушных прогулок, и в таком случае вращающийся перед глазами винт, а также двигатель в носовой части стали бы помехой для хорошего обзора и способствовали бы созданию дискомфорта

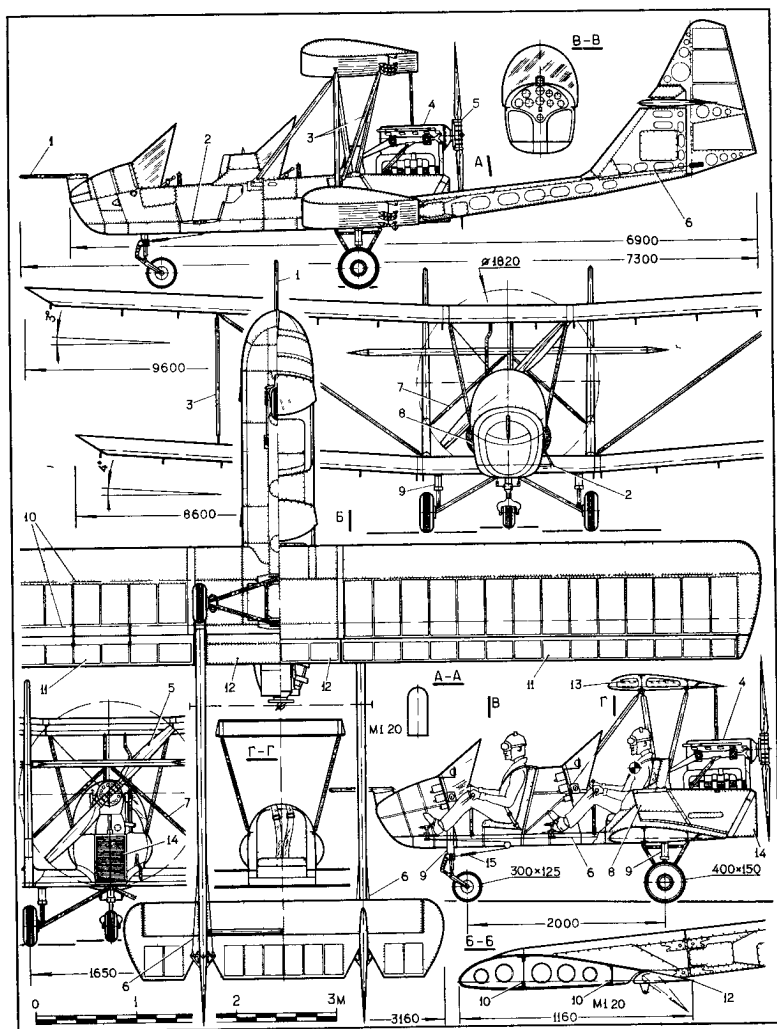


Рис 28. Двухмоторный самолет «Тройка» Б Хобутовского. Площадь верхнего крыла — $10,8 \text{ м}^2$, площадь нижнего крыла — $9,7 \text{ м}^2$, угол установки крыльев — $+6^\circ$, угол установки стабилизатора — $+2^\circ$, масса пустого — 470 кг, взлетная масса — 670 кг, полетная центровка — 23% эквивалентной хорды, максимальная скорость — 150 км/ч, скорость сваливания — 65 км/ч, скороподъемность у земли — 2 м/с, дальность полета — 160 км, разбег — 120 м, пробег — 80 м, эксплуатационная перегрузка — 3

1 — приемник воздушного давления 2 — подножка (слева) 3 — V-образная стойка крыла 4 — мотор 5 — металлический воздушный винт 6 — трос управления рулем направления 7 — подкосы стабилизатора 8 — заборник подвода воздуха к маслорадиатору 9 — жидкостно-газовые амортизаторы шасси 10 — дождевик крыла 11 — закрывающие элероны 12 — закрылки 13 — бензобаки 14 — маслорадиатор 15 — пружинный демпфер в проводке управления поворотом передней стойки

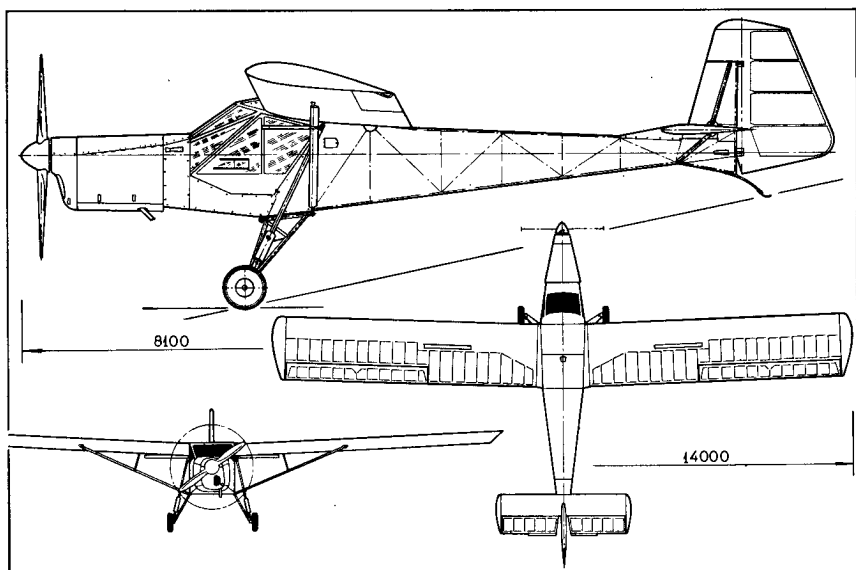


Рис. 29. Двухместный учебно-спортивный самолет М-3 В. Махова. Площадь крыла — 21 м², масса пустого — 500 кг, взлетная масса — 680 кг, запас топлива — 40 л, крейсерская скорость — 100 км/ч, скороподъемность — 6 м/с, продолжительность полета — 2,5 ч

условий. Поэтому конструктор использовал сложную установку с толкающим винтом, шаг которого можно изменять на земле, а хвостовую часть фюзеляжа пришлось сделать двухбалочной. В результате получился аппарат довольно оригинальной по нынешним временам, хотя и напоминающей «Фарман» начала века, аэродинамической схемы.

Самолет «Тройка» (рис. 28) Хобутовского построен из металла. В первоначальном варианте был использован мотор от автомобиля «Волга». Но он оказался слишком тяжелым. После замены двигателя авиационным «Вальтер-Минор-4» в 115 л. с. самолет стал удачно летать и завоевал специальный приз на СЛА-85, а два года спустя и на СЛА-87. «Тройка» очень проста в управлении, надежна, неприхотлива в эксплуатации, хотя летные характеристики сравнительно невысоки: скорость не превышает 150 км/ч, а скороподъемность — 2 м/с.

Двухместные любительские машины с чехословацким мотором «Вальтер» в нашей стране получили широкое распространение. Много лет в Воронеже летает самолет «Горизонт», построенный группой энтузиастов под руководством И. Пнвоварова по схеме подкосного высокоплана. В 1986 г. совершил первый полет двухместный цельнометаллический высокоплан М-3 (рис. 29) москвича Владимира Махова. При его изготовлении использованы некоторые агрегаты и узлы

планера КАИ-12 «Примореч». На М-3 установлен двигатель М-332 мощностью 140 л. с. Самолет активно эксплуатируется.

Несколько новых двухместных самолетов с мотором «Вальтер» были продемонстрированы на СЛА-87. Удачный цельнометаллический низкоплан «Лидер» (рис. 30) привез в Москву коллектив самодеятельного ОКБ «Полет» из Куйбышева. Этот самолет по своим параметрам, пожалуй, наиболее близок к оптимальному массовому самолету первоначального обучения. Члены экипажа размещены в кабине рядом бок о бок. «Лидер» оснащен четырехцилиндровым рядным авиационным двигателем М-332 воздушного охлаждения мощностью 140 л. с.

Интересную конструкцию показали братья Вайнейксы из Литвы. Их самолет «Экзотика» (рис. 31) — призёр СЛА-87 — имеет открытую фюзеляжную ферму, толкающий винт и высоко расположенное крыло. Масса машины невелика, потому энерговооруженность при моторе в 105 л. с. значительна и летные данные достаточно высоки.

Еще одна концепция двухместного самолета первоначального обучения — «Дуэт» (рис. 32), построенный любителями из Твери под руководством А. Зинювкина. «Дуэт» имеет смешанную конструкцию. Крыло самолета — деревянное, двухлонжеронное. Центроплан разъемов не имеет, от него отстыковываются две небольшие кон-

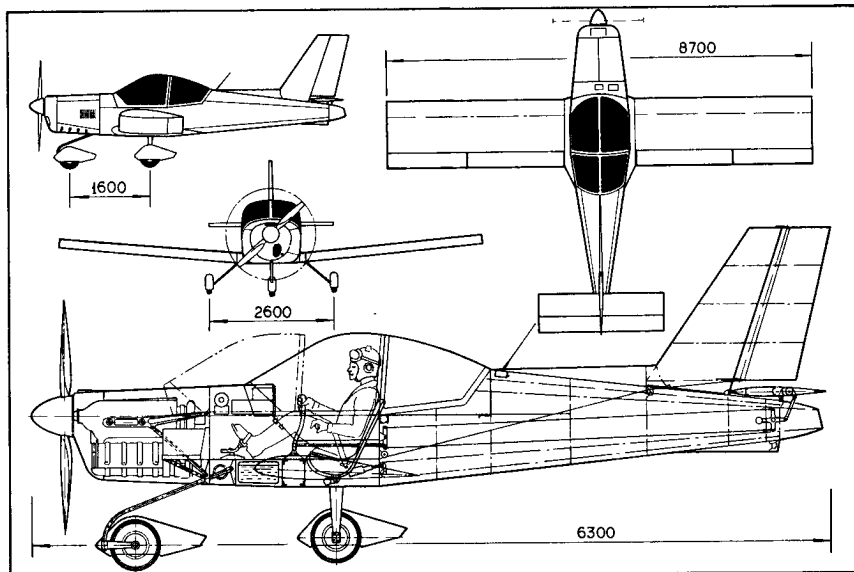


рис. 30. Двухместный учебно-спортивный самолет «Лидер». Площадь крыла — 11,3 м², профиль крыла — NACA-23015, масса пустого — 580 кг, взлетная масса — 800 кг, максимальная скорость — 250 км/ч, скорость сваливания — 100 км/ч, скороподъемность — 5,6 м/с

соли. Профиль крыла Р-11А с относительной толщиной 15%. Крыло снабжено закрылком. Носок крыла обшит фанерой, остальная часть полотном. Фюзеляж — сварная ферма из стальных труб (сталь 20). Пилоты в кабине расположены бок о бок, управление спаренное.

На самолете установлен двигатель «Вальтер-Минор-4-111» мощностью 105 л. с. Мотор снабжен стандартным металлическим воздушным винтом. Топливо размещается в фюзеляжном баке емкостью 40 л. Самолет построен в 1987 г., с тех пор налетал сотни часов. По отзыву летчика-испытателя Михаила Молчанюка эта машина по динамике, характеристикам устойчивости и управляемости является идеальным самолетом первоначального обучения.

Двухместные самолеты подобного назначения многотысячными сериями выпускают в странах Запада, причем в производстве находятся около двадцати моделей, разработанных в разное время. Большой популярностью у спортсменов пользуются американские «Цессна-152» и «Томагавк» фирмы «Пайпер», разработанные в последние годы (рис. 33). Однако наряду с этими цельнометаллическими машинами не утратили своего значения и более простые подкосные высокопланы с матерчатой обшивкой, такие как «Чемпион» и «Декатлон» фирмы «Белланка» (рис. 34, Б), и «Кэб» фирмы «Пайпер» (рис. 34, В). Эти самолеты

очень просты по конструкции, дешевы, изготовлены из доступных материалов, часто воспроизводятся любителями по готовым чертежам самостоятельно. При этом в конструкцию обычно вносят всевозможные усовершенствования, как бы подгоняя схему под нужные им условия.

Кроме того, модельщики США и других стран Запада разработали десятки типов различных двухместных машин, отличающихся конструкцией, аэродинамическими схемами и силовыми установками. Наиболее популярным и уже «классическим» сейчас можно считать свободнонесущий низкоплан типа нашего «Дельфина».

Из машин этого типа можно отметить американский цельнометаллический Т-18 «Тигр» фирмы «Троп» и канадский «Зенит» (рис. 35, Б, В), получившие широкое распространение. Эти машины любители строят по авторским чертежам. Хочется обратить внимание советских модельных строителей на чрезвычайно простую цельнометаллическую конструкцию самолета «Зенит». Одно из главных ее достоинств в том, что она приспособлена для изготовления в условиях небольшой любительской мастерской.

Крыло и горизонтальное оперение «Зенита» сужения не имеют, все обшивки изготовлены из дюралевого листа, но ни одной обшивки с двойной кривизной в самолете нет. При изготовлении деталей из листа используется только один техно-

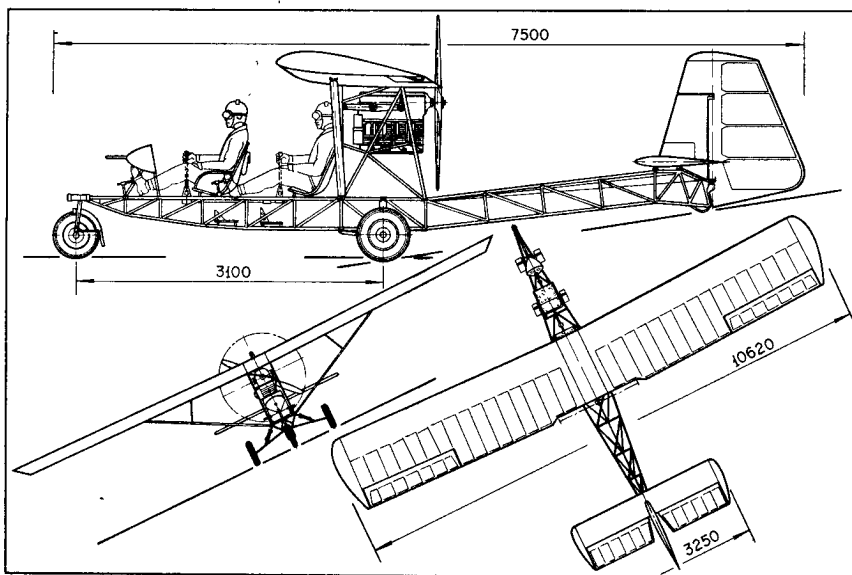


Рис. 31. Двухместный самолет «Экзотика» братьев Вайнейкис (Литва). Площадь крыла — 16 м^2 , взлетная масса машины с двумя пилотами — 511 кг , масса пустого — 356 кг , максимальная скорость — 130 км/ч , скорость сваливания — $60\text{--}70 \text{ км/ч}$, скороподъемность — 5 м/с

логический процесс — гибка. Конструктору самолета удалось обойтись без деталей, требующих вытяжки металла. Поэтому, например, заготовки нервюр имеют характерные лепестки, при отгибе они образуют отбортовку, посредством которой нервюра склепывается с обшивкой при сборке.

Борта и днище фюзеляжа «Зенита» — плоские, что является очень простым и рациональным с точки зрения технологичности решением, позволяющим даже обойтись без традиционных шпангоутов и без стапеля при сборке. Кстати, примерно так же «скроен» фюзеляж «Дельфина». От любителей часто приходится слышать, что самолеты с крыльями без сужения, с плоскими бортами и днищем фюзеляжа некрасивы. Конечно, каждый самодельщик может иметь свое представление об эстетике самолета, но, на наш взгляд, «Зенит» и «Дельфин» опровергают это мнение. Можно было бы привести в пример также некоторые легкие самолеты американской фирмы «Пайпер», имеющие такую же конфигурацию крыльев и фюзеляжа и при этом являющиеся образцом великолепного дизайна.

Более того, несколько лет назад специалисты НАСА — ведущего американского аэрокосмического института — и фирмы «Пайпер», исследуя сваливание легкомоторных самолетов, пришли к выводу, что подобная «квадратная» хвостовая часть фюзеляжа способствует улучшению штопорных характеристик машины.

«Срезанная» законцовка крыла «Зенита» — еще один образец простейшего рационального решения: технологично, красиво, и, как показывают аэродинамические продувки, по сравнению с традиционными «круглыми» законцовками такое решение способствует небольшому повышению аэродинамического качества.

Проводя дальнейшее исследование элементов простоты и рациональности «Зенита», следует обратить внимание на подвеску элеронов и закрылков, выполненную на простой «рояльной» петле. При этом аэродинамической компенсации у элеронов нет. Да она и не нужна на этих скоростях. Аэродинамическое сопротивление таких элеронов по сравнению с традиционной щелевой подвеской меньше, а эффективность элеронов для самолета подобного класса вполне хватает. В схеме «Зенита» обращает на себя внимание применение цельноповоротных кля и стабилизатора без обычных рулей высоты и направления. Но хотя конструкция оперения при этом существенно упрощается, с точки зрения устойчивости и управляемости для легкого самолета это далеко не лучшее решение.

Параметры всех перечисленных двухместных самолетов очень близки. Так, удельная нагрузка на крыло — $45\text{--}60 \text{ кг/м}^2$; взлетная масса — $600\text{--}750 \text{ кг}$, на самолетах используются простейшие закрылки с ручным или электрическим приводом и двигатели мощностью $100\text{--}150 \text{ л. с.}$

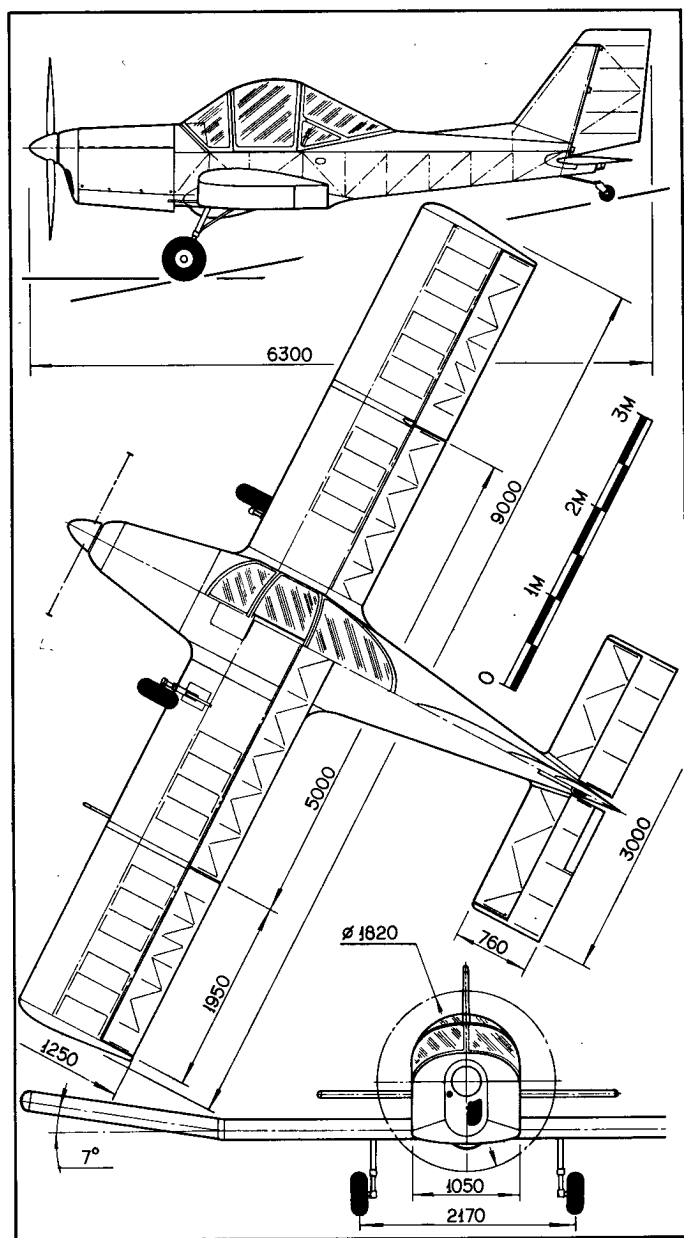


Рис. 32. Двухмоторный самолет «Дуэт» А. Зиновкина (Тверь). Взлетная масса — 750 кг, масса пустого — 525 кг, максимальная скорость горизонтального полета — 150 км/ч, скорость сваливания — 75 км/ч, скорость подъема у земли — 3,5 м/с, разбег — 150 м, пробег — 100 м, диапазон эксплуатационных перегрузок ± 3

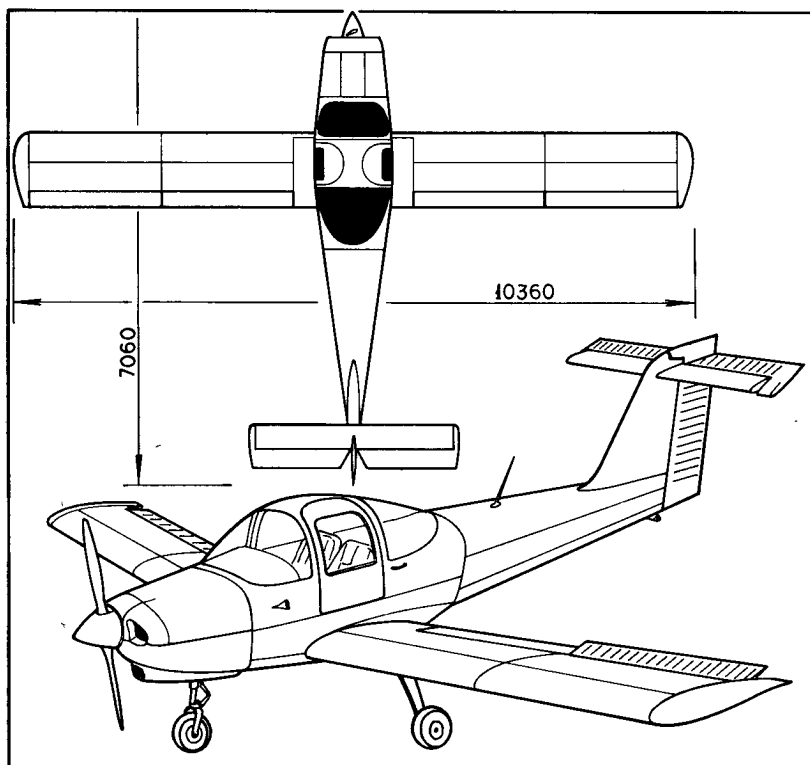


Рис. 33. Учебный самолет «Томгавк» фирмы «Пайпер» (США). Двигатель «Лайкоминг» мощностью 112 л. с., площадь крыла — 11,6 м², взлетная масса — 758 кг, масса пустого — 483 кг, максимальная скорость — 202 км/ч, скорость сваливания — 87 км/ч, скороподъемность — 3,5 м/с, дальность полета — 866 км, разбег — 250 м, пробег — 180 м

Такая большая мощность обеспечивает достаточно высокие летные характеристики, дает возможность выполнять фигуры высшего пилотажа, позволяет сделать крыло небольших размеров, используя достаточно высокую удельную нагрузку на него. При этом самолет становится менее чувствителен к сильному ветру, атмосферной болтанке, то есть становится менее зависимым от неблагоприятных погодных условий.

Создание двухместного самолета, конечно, возможно и с двигателями гораздо меньшей мощности. Такие самолеты в последнее время тоже привлекают внимание любителей. Использование маломощного мотора предполагает несколько вариантов двухместного самолета. Во-первых, если не хватает мощности, необходимо повысить несущие свойства крыла, увеличив его площадь, а лучше — размах. В качестве примера такого

подхода можно привести целую серию французских двухместных аппаратов фирмы «Фурнье», а также ATL (рис. 36) фирмы «Робэи». Эти самолеты оснащены легкими двигателями воздушного охлаждения мощностью 60—70 л. с., изготовлены целиком из пластика, имеют площадь крыла около 10 м² и размах свыше 10 м.

Разумеется, эти самолеты обладают более низкими летными характеристиками, за исключением дальности, которая значительно выше за счет маломощного экономичного мотора. Поэтому в эксплуатации они обходятся дешевле. Самодельные конструкторы вместе с тем должны знать, что у таких машин есть большие ограничения по скорости бокового ветра на взлете и посадке — до 3—4 м/с. Это, разумеется, затрудняет использование аппарата, особенно при необходимости регулярных полетов в учебных или других целях.

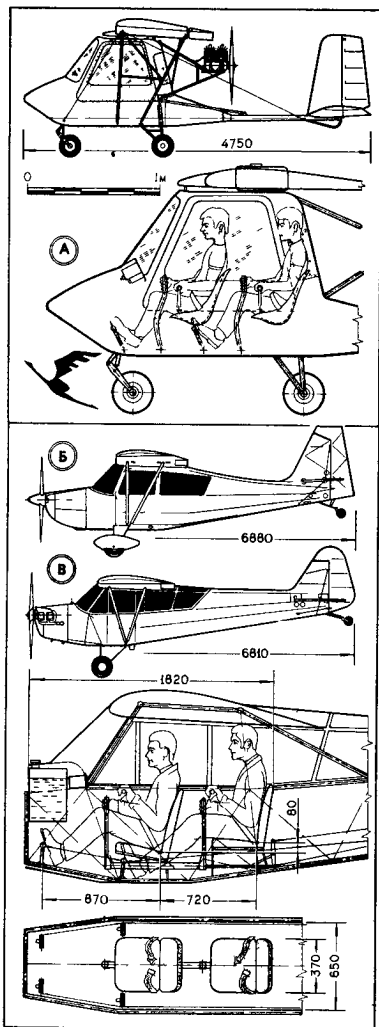


Рис 34 Двухместные высокопланы с «плотной» компоновкой кабины

А — «Синяя птица 10» Е Шевченко. Размах крыла — 8,4 м, площадь крыла — 10,4 м², взлетная масса — 328 кг, мощность двигателя — 62 л.с., диаметр винта — 1,05 м, шаг — 0,4 м, обороты — 6500 об/мин, статическая тяга — 115 кг, максимальная скорость — 135 км/ч, скорость сваливания — 65 км/ч, скороподъемность у земли — 2 м/с.

Б — учебно-пилотажный самолет «Декатлон» (США). Двигатель мощностью 150 л.с. размах крыла — 10,15 м, площадь крыла — 15,52 м², масса пустого самолета — 484 кг, взлетная масса — 748 кг.

В — самолет «Кэб» (США) и его кабина

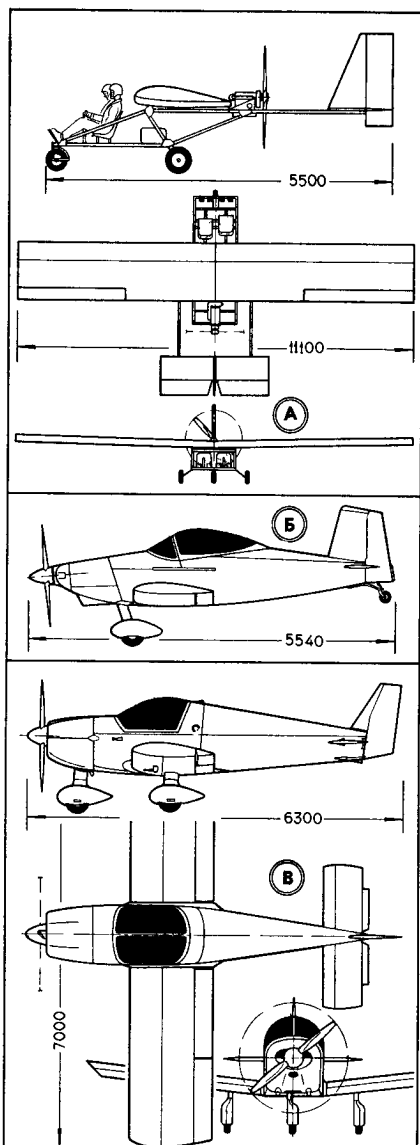


Рис 35 Двухместные любительские самолеты с расположением пилотов бок о бок

А — «Фан Флай» (Швейцария). Двигатель «Роланс 503» мощностью 53 л.с. при 6900 об/мин, редукция оборотов винта — 1,306, диаметр винта — 1,6 м, статическая тяга — 150 кг, площадь крыла — 17,5 м², масса пустого — 174 кг, взлетная масса — 375 кг, запас топлива — 48 л, максимальная скорость — 174 км/ч.

рость — 120 км/ч, скорость сваливания — 45 км/ч, скороподъемность — 5 м/с, разбег и пробег — 50 м, потолок — 5500 м, дальность полета — 450 км/ч, диапазон эксплуатационных перегрузок — ± 10 ;
 В — самолет Т18 «Тигр» (США). Двигатель мощностью 125 л. с., размах крыла — 6,35 м, площадь крыла — 8 м², максимальная скорость — 273 км/ч, скорость сваливания — 100 км/ч, дальность полета — 920 км;
 Д — самолет «Эгипт» (Канада). Двигатель мощностью 100 л. с., площадь крыла — 10 м², масса пустого — 395 кг, взлетная масса — 650 кг, максимальная скорость полета — 240 км/ч, скорость сваливания с выпущенными закрылками — 85 км/ч, без закрылков — 95 км/ч, скороподъемность — 4,5 м/с, дальность полета — 600 км, потолок — 4600 м.

Другой вариант малоомощного двухместного самолета предполагает плотную компоновку кабины экипажа, за счет чего размеры самолета сокращаются до параметров одноместной машины. Это позволяет существенно уменьшить взлетную массу. Хороший образец такого «предельно обжатого» аппарата создал В. Шевченко из Ростова-на-Дону. На СЛА-85 в Киев он привез двухместный СП-10 «Синяя птица» (см. рис. 34, А). Такое название по традиции имеют все аппараты этого конструктора-любителя.

СП-10 имел кабину, в которой два пилота размещены по схеме «тандем», так, что кресло переднего расположено между ног заднего. При этом одной передней приборной доски вполне хватает на двоих. Такая компоновка кабины позволяет двухместный самолет сделать очень компактным и легким, а для размещения второго члена экипажа в одноместном самолете кабину надо удлинить всего на 500–600 мм.

К сожалению, СП-10 хотя и был допущен к полетам и совсем неплохо летал, но обладал целым рядом конструктивных просчетов. Главный недостаток — низкое расположение хвостовой фюзеляжной балки, что ограничивало взлетный и посадочный углы. В результате на посадке полностью не использовались несущие свойства крыла, создавалась опасность повреждения хвостового оперения.

Очень удачный вариант легкого двухместного самолета с «плотной» компоновкой кабины — шведский высокоплан МFI-9 «Юниор» (рис. 37, А). В конце 50-х годов его построил шведский конструктор-любитель Бори Андерсон, работавший в то время в США. Стойкий ВА-7 — так тогда назывался этот самолет — имел двухместную кабину, в которой летчики размещались бок о бок, и высокорасположенное крыло с небольшой обратной стреловидностью для сохранения требуемой центровки. Крыло крепилось за кабиной, поэтому не перекрывало обзор ни вверх, ни вниз.

В США самолет не оценили, вскоре Андерсон вернулся в Швецию и организовал небольшую фирму, начавшую выпуск самолета под обозначением МFI-9. В Европе машину заметили, идею конструктора поняли, вскоре МFI-9 стали поставлять на экспорт, а в ФРГ даже выпускать по лицензии. «Юниор» получил свое дальнейшее развитие в целой серии учебных, спортивных и

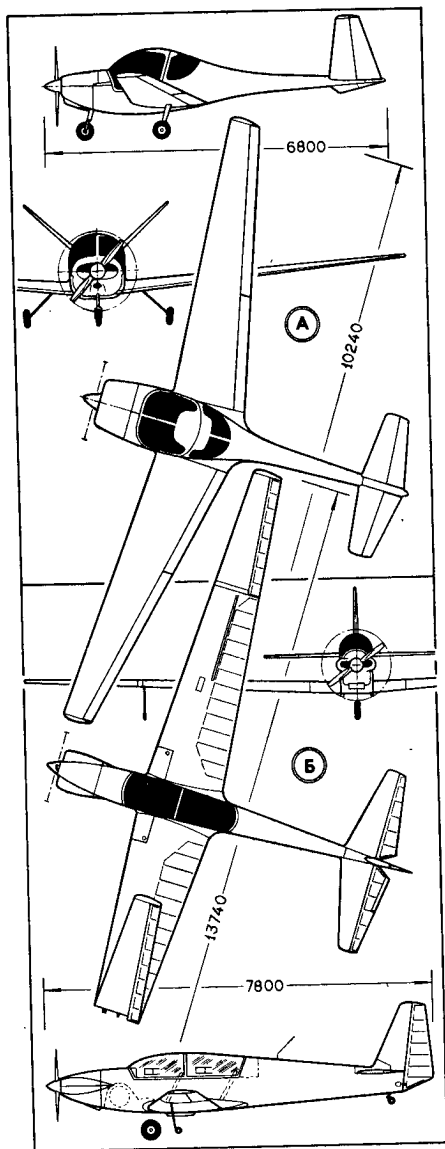


Рис. 36. Французские двухместные самолеты с крылом большого удлинения:

А — АТЛ («Робин») — расположение пилотов бок о бок. Двигатель мощностью 60 л. с., масса пустого — 250 кг, взлетная масса — 470 кг, максимальная скорость — 180 км/ч, потолок — 4100 м, дальность — 800 км;
 Б — RF-5 («Фрунзе») — расположение пилотов друг за другом. Двигатель «Либана» мощностью 63 л. с., площадь крыла — 15,16 м², профиль крыла NASA-23015 у корня и NASA-23012 на конце крыла, масса пустого — 418 кг,

максимальная взлетная масса — 660 кг, взлетная масса при выполнении прыжка — 605 кг, максимальная скорость горизонтального полета — 200 км/ч, максимальная скорость пикирования — 270 км/ч, скороподъемность у земли — 3 м/с, потолок — 6000 м, разбег — 216 м, дальность дистанция — 622 м, посадочная дистанция — 250 м, пробег — 120 м, дальность полета — 700 км.

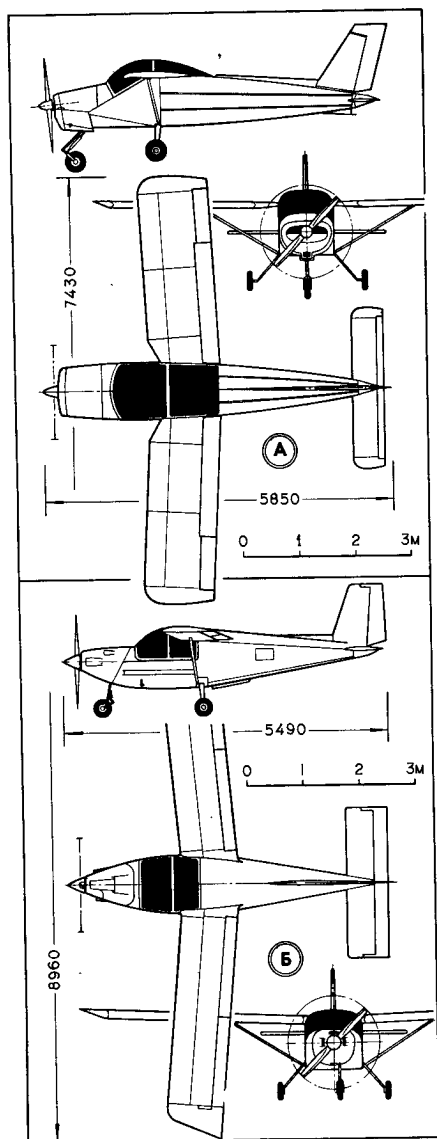


Рис. 37. Легкие учебные высокопланы с расположением членов экипажа бок о бок:

А — MFI-9 «Юниор» (Швейцария). Мотор мощностью 100 л. с., площадь крыла — 8,7 м², масса пустого — 340 кг, взлетная масса — 675 кг, максимальная скорость — 240 км/ч, скороподъемность — 4,8 м/с, потолок — 4500 м, дальность полета — 800 км.

боевых самолетов с обозначениями MFI-11, 15, 17 и других.

В 1985 г. по этой же схеме в Англии был построен удачный самолет ARV «Супер-2» (рис. 37,Б), предназначенный специально для летчиков-любителей. ARV, как и другие машины с «плотной компоновкой кабины», по взлетной массе даже с двумя пилотами всего на 100—110 кг уступают одноместным и потому имеют отличные летные характеристики. А с достаточно мощным мотором они способны выполнять сложнейшие фигуры высшего пилотажа. Так, например, двухместные «Питтс» C-2А и «Игла» фирмы «Крисчен» практически не уступают одноместным и даже используются на чемпионатах мира по высшему пилотажу. Отличным пилотажным самолетом зарекомендовал себя недорогой высокоплан «Чемпион» фирмы «Белланка». У него такое же плотное, как на «Питтс» C-2А, расположение пилотов друг за другом.

Существует и еще одно направление в создании малоомощного двухместного аппарата, которое можно было бы назвать концепцией «минимального самолета», то есть такого, у которого упрощены все элементы, функционально не нужные для полета: кабина пилотов, фюзеляж, капоты, обтекатели и так далее.

Хорошим образцом такой машины — самолет «Фан Флай» (см. рис. 35,А). Его в 1985 г. продемонстрировала швейцарская фирма «Свинш Аэролайт» на авиасалоне в Парнже. Более простой самолет себе и представить трудно. В результате предельного упрощения взлетная масса машины с двумя пилотами не превысила 375 кг при двигателе мощностью 53 л. с.

Несколько иная концепция — самолет «Чиби́с». Его построил В. Калюта и А. Сухов из Свердловска (рис. 38). На «Чиби́се» установлен четырехтактный мотоциклетный мотор, форсированный до 45 л. с., что, конечно, для нормального двухместного самолета недостаточно. Понимая это, авторы сделали «огромное» крыло с очень маленькой удельной нагрузкой. Конструкция самолета цельнодеревянная, очень ажурная и легкая. В результате «Чиби́с», несмотря на малую мощность, все-таки летает с двумя пилотами, обеспечивая минимально допустимую скороподъемность 1,5 м/с. Разумеется, подобные машины для полетов в ветреную погоду, в дождь, снег и холод не пригодны.

До сих пор речь шла об одномоторных двухместных самолетах. Если есть достаточно мощный надежный двигатель, одномоторная концепция, наверное, наиболее рациональна. А если такого мотора нет? Блестящий выход из положения нашел конструктор-любитель из Жуковского Н. Прокопец. На свой «Егорыч» (рис. 39), ставший впоследствии победителем СЛА-87, Николай установил два мотора РМЗ-640 по 33 л. с., снабженные глушителями. Удачная компоновка моторов позволила в полной мере реализовать эффект обдувки крыла воздушными винтами и

Б — английский учебный самолет ARV «Super-2». Мотор трехцилиндровый двухтактный мощностью 77 л. с., площадь крыла — 8,55 м², масса пустого — 288 кг, взлетная масса — 474 кг, максимальная скорость — 160 км/ч.

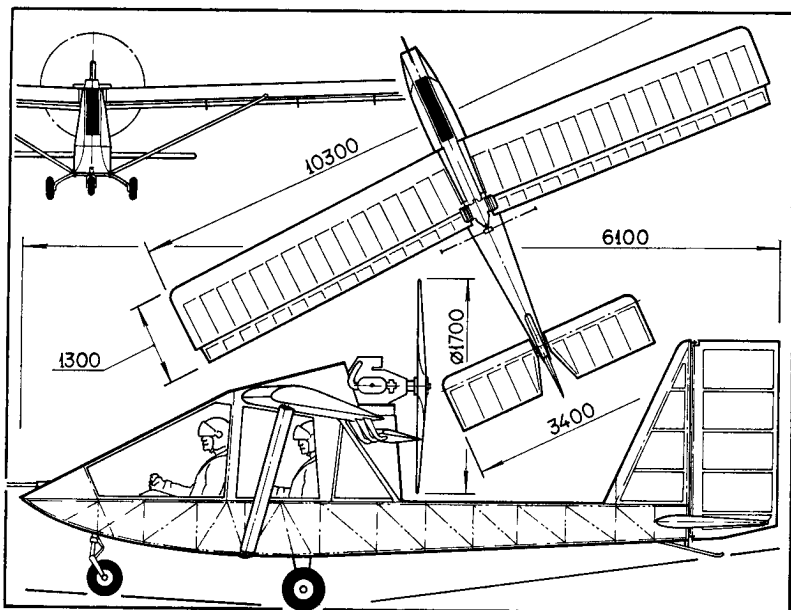


Рис. 38. Двухместный самолет «Чибис». Двигатель мощностью 45 л.с., частота вращения двигателя — 4600 об/мин, частота вращения воздушного винта — 2000 об/мин, диаметр винта — 1,7 м, шаг винта — 1,4 м, статическая тяга — 105 кг, площадь крыла — 13,4 м², взлетная масса — 400 кг, масса пустого — 220 кг, максимальная скорость — 120 км/ч, скорость сваливания — 70 км/ч, скороподъемность у земли — 1,5 м/с

свести к минимуму разворачивающий момент при отказе одного двигателя. Члены экипажа «Егорыча» размещены в достаточно комфортабельной кабине бок о бок. Большая площадь остекления обеспечивает отличный обзор. При взлетной массе с двумя пилотами 450 кг самолет имеет хорошие летные данные, легко отрывается и на разбеге, при отказе одного двигателя уверенно продолжает полет. Закрылки отклоняются на взлете на 20°, на посадке — на 25°.

Один из простейших двухмоторных летательных аппаратов — двухместный «Махаон» (рис. 40) на СЛА-89 был доставлен из Саранска. «Махаон» построен в клубе Сергея Чунаева, самолет снабжен двумя лодочными моторами. Фюзеляж заменен ажурной конструкцией из дюралевых труб, деревянное крыло и оперение обтянуты прозрачной лавсановой пленкой. На СЛА-89 «Махаон» десятки раз поднимался в воздух, управляемый пилотами-любителями.

«Махаон» из породы «небесных тихоходов». Такие аппараты нравятся не всем самоделщикам, особенно тем, кто построил уже не один самолет и научился летать самостоятельно. Куйбышевский конструктор Владимир Гаслов предложил для целей первоначального обучения и для деловых полетов очень красивую скоростную машину с современными внешними форма-

ми — И-2 «Импульс» (рис. 41, 42). Все в этом самолете подчинено достижению максимально возможной скорости: очень маленькие для двухместного аппарата размеры, большая удельная нагрузка на крыло, гладкие обшивки, убирающееся трехколесное шасси. Однако, ужимая модель фюзеляжа, авторы настолько увлеклись, что в конце концов на верхнем стекле кабины пришлось сделать специальную подштамповку, иначе пилот в кабине не уместился. Конструкция самолета выполнена в основном из пластика, для изготовления некоторых элементов использована древесина.

На «Импульсе» установлены два двигателя РМЗ-640 с клиноремными редукторами. Особенности расположения двигателей на крыле, небольшие размеры вертикального оперения и всего самолета вызвали у технической комиссии сомнения в возможности парировать разворачивающий момент в случае отказа одного двигателя в полете. После серии экспериментов на пробежках и полетах летчики-испытатели пришли к выводу, что с машиной в такой ситуации справиться все-таки можно, хотя требуются определенное искусство и отменная реакция пилота.

На СЛА-89 летчик-испытатель Александр Крутов совершил на «Импульсе» первый и пока единственный полет, после которого испытания были

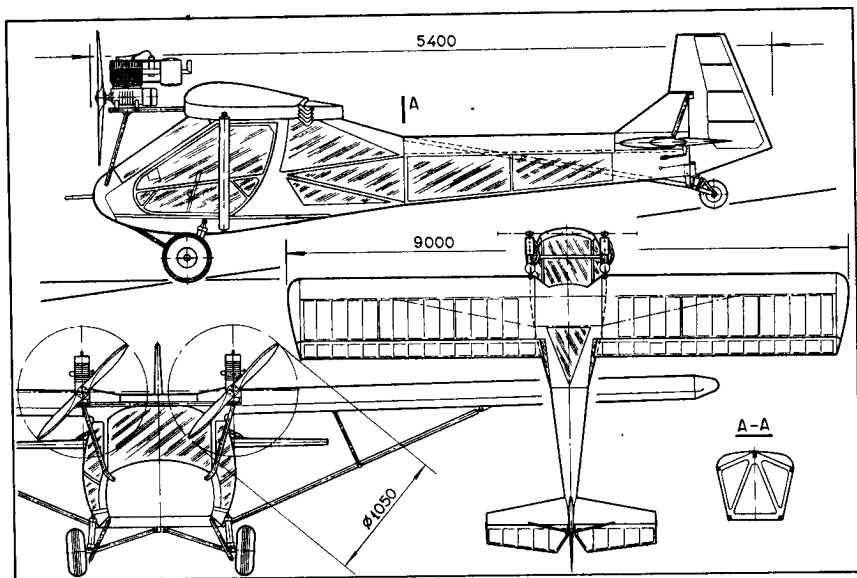


Рис. 39. Двухмоторный двухместный самолет «Егорич». Площадь крыла — $11,4 \text{ м}^2$, профиль крыла — Р-111А, взлетная масса с двумя пилотами — 450 кг, масса пустого — 311 кг, максимальная скорость — 130 км/ч, скорость сваливания — 55–60 км/ч (в зависимости от загрузки), скороподъемность — 2,5–4 м/с, разбег — 50–60 м, пробег — 70–100 м

прекращены до устранения замечаний по устойчивости и управляемости. Кабина летчиков на этом самолете также требует серьезной доработки.

Необходимо отметить, что успех двухместного самолета во многом зависит от того, насколько удачно сконструирована его кабина. Разумеется, каждый конструктор-любитель может создать свой вариант, однако предварительно рекомендуем рассмотреть различные компоновки кабин двухместных самолетов (рис. 43, 44, 45), которые можно использовать в качестве стандартных.

При выборе типа компоновки кабины следует помнить, что при расположении пилотов бок о бок на обучение новичка расходуется примерно на 30% меньше летного времени. Навыки пилотирования, как показывает опыт, оказываются

более устойчивыми. При такой компоновке на приборной доске достаточно одного комплекта приборного оборудования. Как правило, оно располагается слева — напротив рабочего места ученика.

На самолете с «плотным» расположением пилота и ученика друг за другом также достаточно одного комплекта приборного оборудования — у переднего летчика. «Классическая» компоновка двухместной кабины, такая как, например, на Як-18 и Як-52 (рис. 46), на любительских самолетах применяется редко из-за того, что весовые издержки в этом случае получаются наибольшими. Но надо отметить, что при такой компоновке начинающий летчик впоследствии быстрее адаптируется к одноместным, в том числе спортивно-пилотажным самолетам.

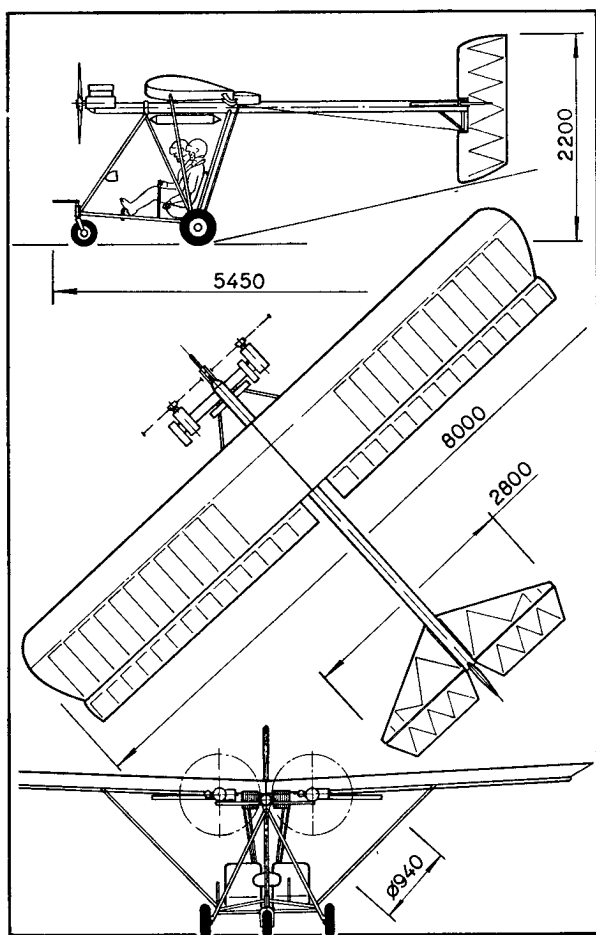


Рис. 40. Двухместный двухмоторный самолет «Махаон». Два двигателя мощностью по 22 л с, площадь крыла — 11,0 м², взлетная масса — 346 кг, масса пустого — 195 кг, максимальная скорость — 90 км/ч, скорость сваливания — 50 км/ч

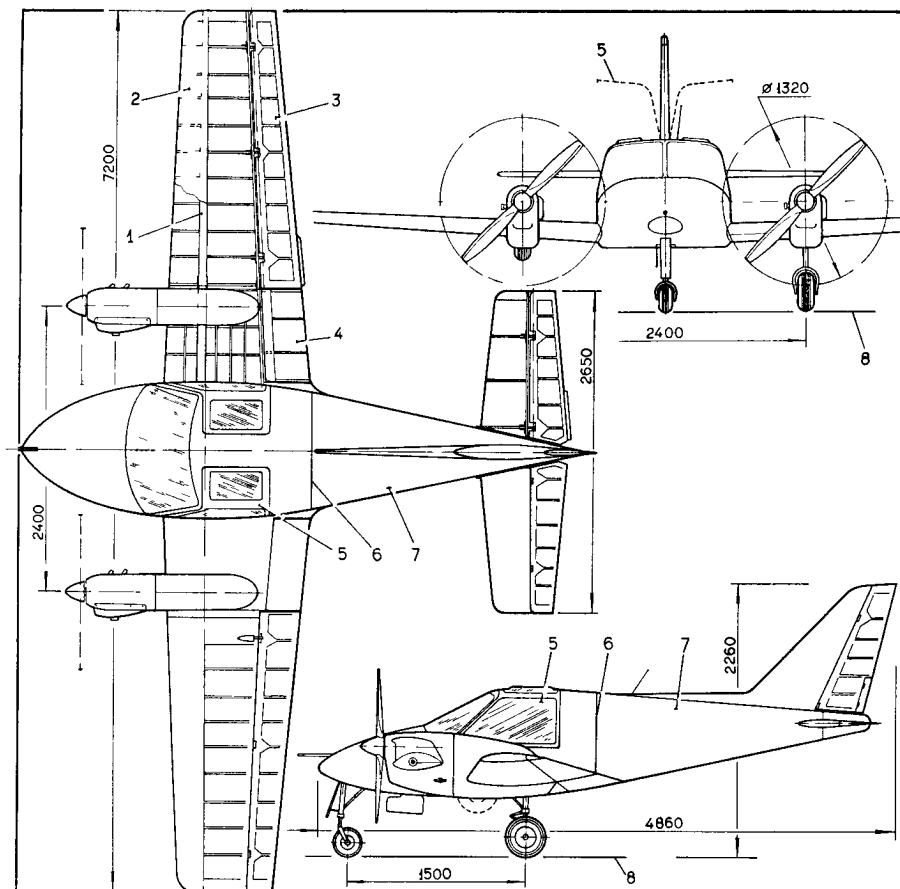


Рис 41 Самолет «Импульс И-2». Два двигателя РМЗ 640 мощностью по 35 л с с клиноременными редукторами степень редукции 1/2, шасси убирающееся, площадь крыла — 7,48 м² взлетная масса — 600 кг, максимальная скорость горизонтального полета — 180 км/ч скорость сваливания — 105 км/ч

1 — деревянный лонжерон крыла 2 — стеклопластиковая обшивка крыла 3 — элерон 4 — закрылок 5 — створки дверей кабины пилотов (справа и слева) 6 — разъем фюзеляжа 7 — стеклопластиковая корка обшивки фюзеляжа 8 — земля при стояночном обжатии шасси

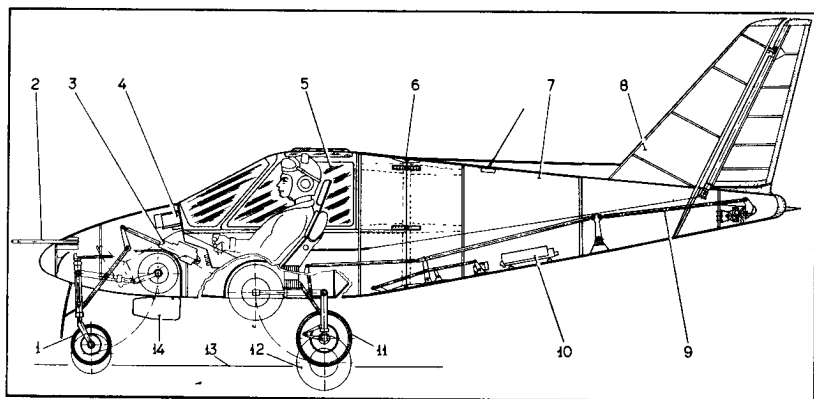


Рис. 42. Компоновка самолета «Импульс» И-2:

1 — носовая стойка шасси, 2 — приемник воздушного давления (ПВД), 3 — электромеханизм МП 100 для уборки носовой стойки шасси, 4 — приборная доска, 5 — створка-дверца кабины пилотов 6 — разъем фюзеляжа, 7 — стеклопластиковая корка обшивки фюзеляжа, 8 — стеклопластиковый киль, выполненный заделом с хвостовой частью фюзеляжа, 9 — джиг управления рулем шасси, 10 — радиостанция, 11 — главная стойка шасси, 12 — необжатое положение стойки шасси, 13 — земля при стояночном обжатии амортизаторов шасси, 14 — створка носовой стойки шасси

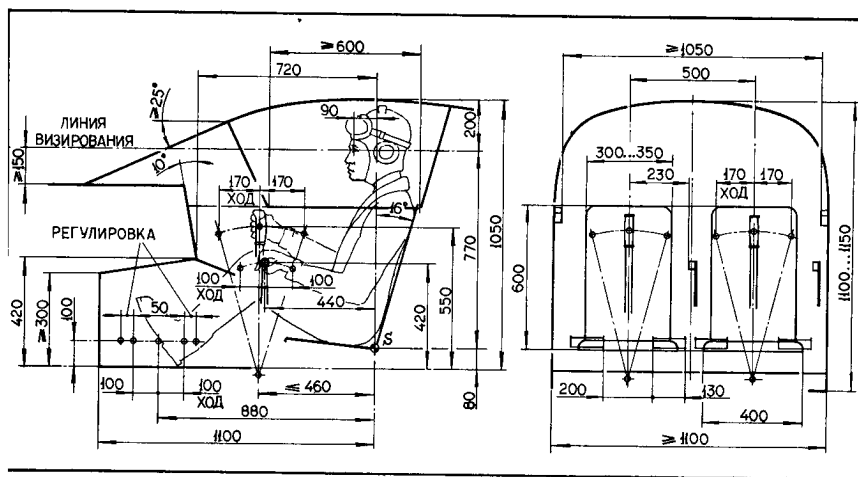


Рис. 43. Рекомендуемые размеры кабины двухместного самолета с расположением членов экипажа бок о бок

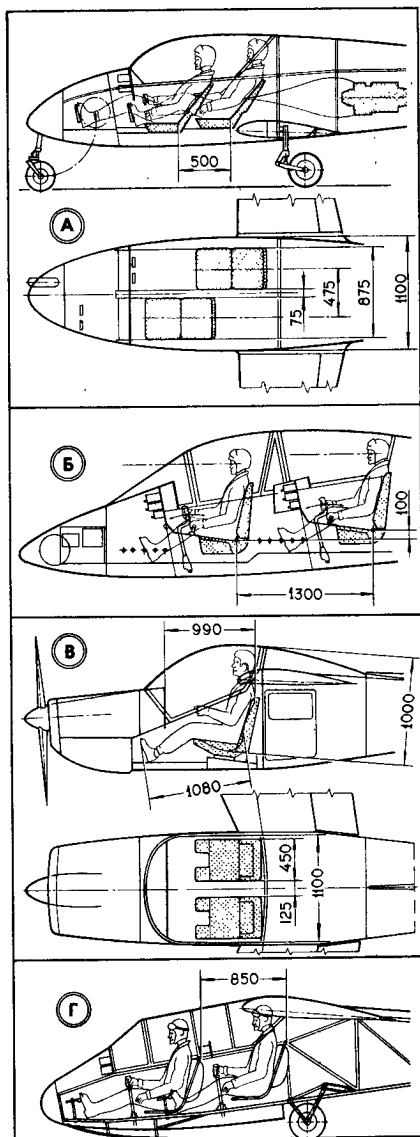


Рис. 44. Различные варианты компоновок кабин двухместных легких учебных самолетов и планеров:

А — самолет «Микроджет-200» (Франция) — кабина со ступенчатым расположением чехов экипажей;
 Б — самолет «Фантренер» (ФРГ) — «классическая» tandemная компоновка;
 В — самолет СААБ «Сафари» (Швеция) — кабина с расположением чехов экипажа бок о бок;
 Г — планер КАН-12 «Примор» (СНГ) — воспроизведение чехо-словацкого планера LF-109 «Пикер» — «плотная» tandemная компоновка

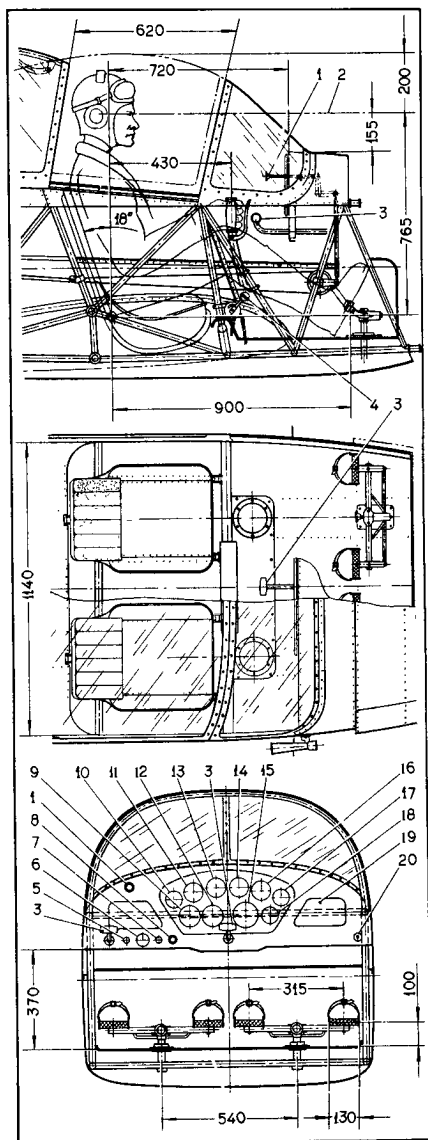


Рис. 45. Компоновка кабины Як-20:

1 — ручка управления триммером; 2 — линия взвешивания; 3 — сектор газа; 4 — кран управления закрылками; 5 — пожарный кран; 6 — переключатель магнето; 7 — кнопка запуска; 8 — заливной шприц; 9 — высотомер; 10 — часы; 11 — указатель скорости; 12 — компас; 13 — указатель поворота и скольжения; 14 — вариометр; 15 — авиогоризонт; 16 — радиостанция; 17 — указатель температуры головки цилиндра; 18 — тахометр; 19 — ниша для карт; 20 — выключатель зажигания

ПЛАНЕР ИЛИ МОТОПЛАНЕР?

Безмоторный планирующий полет издавна привлекал человека. Казалось бы, чего проще: прикрепить за спиной крылья, прыгнуть вниз с горы и... полетел. Однако, несмотря на многочисленные попытки, описанные в исторических хрониках, первый удачный планирующий полет на крыльях удалось осуществить только в конце прошлого века немецкому инженеру и планеристу Отто Лилиенталю. Один из его балансирующих планеров до сих пор хранится в мемориальном музее Н. Е. Жуковского в Москве.

Полет на балансирующем аппарате оказался сложным и опасным. В конце концов балансирующий планер погубил своего создателя и принес немало неприятностей другим любителям острых ощущений. Серьезным недостатком таких аппаратов было то, что для управления полетом пилоту приходилось перемещать центр тяжести своего тела, то есть балансировать. При изменении центра тяжести аппарат периодически превращался из очень устойчивого в абсолютно неустойчивый, что и приводило к авариям.

Существенное усовершенствование в планер внесли американцы братья Уилбер и Орвилл Райт — изобретатели первого летавшего самолета. Они прекрасно понимали, что для создания подъемной силы самолет должен иметь несущую систему из крыльев, а для создания горизонтальной тяги — двигатель внутреннего сгорания с воздушным винтом. Однако изобретатели осознали, что не смогут одновременно заниматься доводкой крыла и силовой установки. Поэтому они решили разделить задачу, отладив сначала планер, а потом уже и двигатель.

Вскоре безмоторный планер успешно залетал. В процессе его доводки братья Райт изобрели систему аэродинамического управления. Она состояла из рулей высоты, направления и элеронов. Именно это изобретение открыло дорогу практической авиации. Дальше уже не составило труда на хорошо летающий планер поставить отлаженный мотор.

Быстрое развитие моторной авиации надолго отодвинуло на второй план безмоторные планирующие аппараты. Только в 20-е годы они вновь привлекали к себе всеобщее внимание: во всем мире, в том числе и в нашей стране, в авиацию пришли тысячи любителей. И это не случайно:

каждая полетов никогда не остывала в людях, а планер был самым простым и доступным летательным аппаратом в тот период. Именно тогда конструкторами-любителями в разных странах были разработаны сотни типов планеров.

Большой размах движение самостоятельных планеристов получило и в СССР. В свое время о слетах планеристов и конструкциях планеров подробно рассказывали журнал «Самолет» и другие специальные издания, сегодня ставшие библиографической редкостью. Однако те, кто интересуется историей авиации, смогут найти некоторые из них. Здесь подробно рассмотрим лишь один, наиболее простой и типичный для 20-х годов аппарат — планер АВФ-10 (рис. 47). Это первая конструкция, созданная Александром Яковлевым еще в школьном планерном кружке в 1924 г. Геометрические параметры аппарата мало отличались от современных учебных планеров. Крыло имело два лонжерона с сосновыми полками и фанерными стенками. Нервуры изготавливались из сосновых реек. Жесткость крыла на кручение обеспечивалась только расчалками. Фюзеляж имел четырехгранное сечение и конструктивно представлял собой пространственную ферму с лонжеронами и стойками из сосновых брусков. Горизонтальное оперение — цельноповоротное, без руля высоты, шасси состояло из двух V-образных сосновых стоек и трубчатой оси, подвешенной на резиновых амортизаторах. Фюзеляж, крылья и оперение были обтянуты полотном.

Такие планеры имели более высокое аэродинамическое качество, нежели современный БРО-11. Конструкция была проста, надежна, не требовала для своего изготовления даже фанеры. Поэтому планеры легко воспроизводились в любых условиях, легко ремонтировались и восстанавливались. Несмотря на кажущуюся примитивность, такие планеры, наверное, заинтересуют многих любителей и в наши дни.

В 30—50-е годы конструкции планеров постоянно совершенствовались. Стало характерным применение свободонесущих (то есть без расчалок и подкосов) крыльев, их большое удлинение, удобообтекаемые формы фюзеляжа, спрятанные внутрь стойки шасси. Однако для изготовления планеров по-прежнему использовались древесина и полотно.

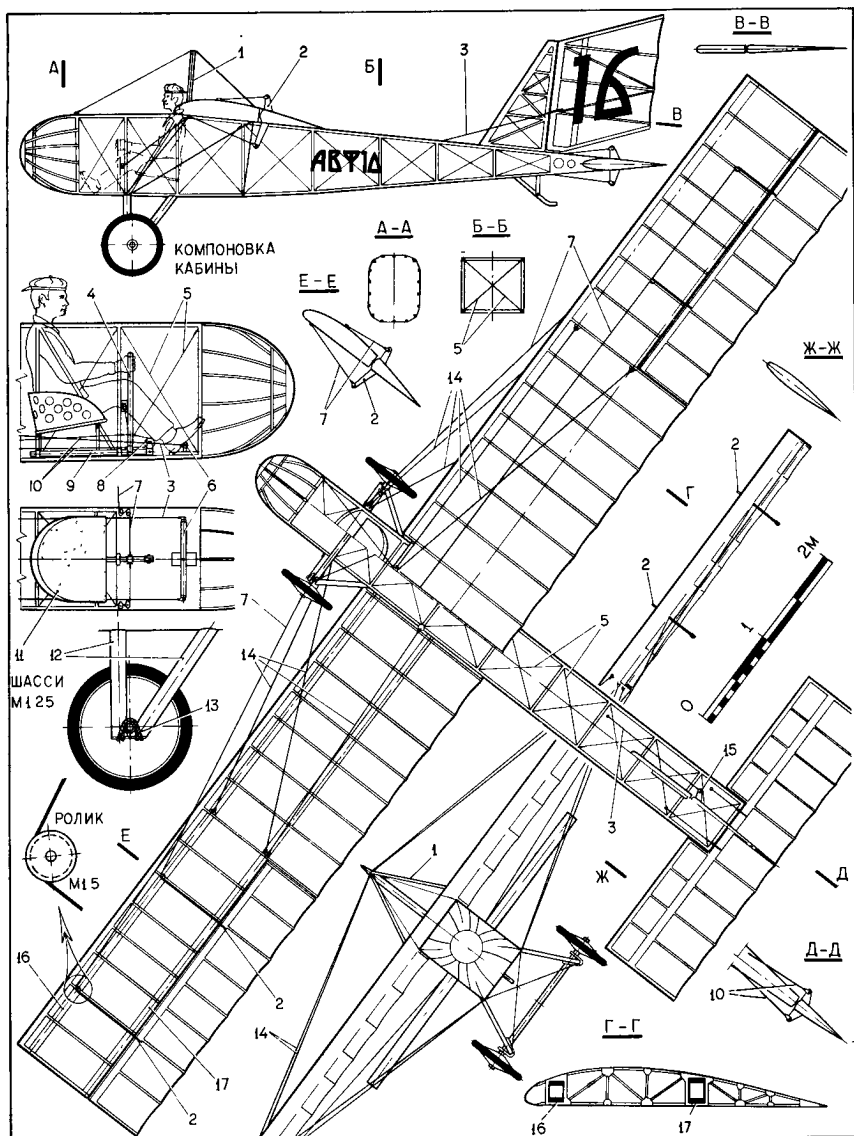


Рис. 47. Простейший тренировочный планер АВФ-10 А. Яковлева. Длина планера — 6,5 м, размах крыла — 12 м, площадь крыла — 18 м², масса пустого — 65 кг, взлетная масса — 135 кг

1 — центральная стойка, 2 — качалки элерона, 3 — трос управления рулем поворота, 4 — ручка управления, 5 — проволоочные растяжки фюзеляжной фермы (привлекают к подогнутой обшивке фюзеляжа изнутри), 6 — педали, 7 — тросовая проводка управления элеронами, 8 — ролик, 9 — горизонтальная штанга, 10 — тросовая проводка управления рулем высоты, 11 — сиденье пилота, 12 — деревянные стойки шасси, 13 — амортизационный резиновый шнур, 14 — тросовые расчалки крыла, 15 — качалка руля поворота, 16 — передний корытчатый лонжерон крыла, 17 — задний корытчатый лонжерон крыла

Настоящий переворот в спортивном планеризме произошел в конце 60-х годов, когда для изготовления аппаратов стали широко использовать стеклопластики. Причем успех пластмассовым планерам был обеспечен не столько новыми материалами, сколько новой технологией изготовления конструкций из них. По сравнению с деревянными и металлическими пластмассовые планеры стали тяжелее. Но высокая точность соблюдения теоретических контуров аэродинамических поверхностей и отличная внешняя отделка, обеспеченные новой технологией, позволили существенно повысить аэродинамическое качество планеров. Причем при переходе с металла на пластик аэродинамическое качество, при прочих равных условиях, возрастало на 20—30%. И хотя возросшая масса пластмассового планера приводила к росту скоростей полета, высокое аэродинамическое качество позволяло заметно уменьшить вертикальную скорость снижения. Потому эти планеры легко выигрывали соревнования у металлических и деревянных и вскоре практически полностью вытеснили их.

Планерная технология получила широкое распространение и в других областях авиационно-спортивной техники. Сейчас так изготавливаются многие легкие, в том числе и любительские, самолеты, мотопланеры. Поскольку эта технология обычно вызывает большой интерес у самостоятельных конструкторов, остановимся на ней подробнее.

Основными элементами типичной на сегодняшний день конструкции планерного крыла являются лонжерон коробчатого или двутаврового сечения, воспринимающий изгиб, перерезывающую силу, и две несущие обшивочные панели — верхняя и нижняя, берущие на себя нагрузки от кручения крыла.

Постройка крыла начинается с изготовления матрицы для формования обшивочных панелей. Сначала делают деревянную болванку, которая должна в точности воспроизвести наружный контур панели. При этом безукоризненность соблюдения теоретических контуров и чистота поверхности болванки полностью определяют точность и чистоту поверхности будущих готовых панелей.

После нанесения на болванку разделительного слоя выкладывается грубая стеклоткань, пропитанная эпоксидной смолой. Одновременно клеивают силовой каркас, сваренный из стальных труб или угольников. После отвердевания смолы получившаяся корка — матрица снимается с болванки и устанавливается на какой-либо подставке.

Точно так же изготавливаются матрицы для верхней и нижней панелей, стабилизатора, левой и правой боковин фюзеляжа, который обычно выполняется как одно целое с килем. Панели имеют трехслойную конструкцию типа «сэндвич». Их наружную и внутреннюю поверхности изготавливают из стеклоткани, внутренний наполнитель — пенопласт. В зависимости от размеров панели его толщина обычно составляет 3—10 мм. Внутренняя и наружная обшивка выкладывается

из нескольких слоев стеклоткани толщиной от 0,05 до 0,25 мм. Общая же толщина стеклотканевых «корок» определяется из расчета на прочность.

При изготовлении крыла в матрицу сначала выкладывают все слои стеклоткани, составляющие наружную обшивку. Предварительно стеклоткань пропитывают эпоксидной смолой — связующим. Можно применять любую марку связующего. Чаще всего любители используют К-153. Затем на стеклоткань быстро выкладывают пенопластовый наполнитель. Обычно его нарезают полосками шириной от 40 до 60 мм. Пенопласт накрывается внутренним слоем пропитанной связующим стеклоткани. Для того чтобы не было складок, в процессе работы стеклотканевые обшивки выравнивают и выглаживают вручную. Затем всю «композицию» накрывают воздушонепроницаемой пленкой. Герметиком или пластилином ее приклеивают к краям матрицы. Для лучшего прилегания пленки к матрице в процессе формирования матрицы по ее краю выкладывается и клеится ровная гладкая металлическая лента. На пленке обычно ставят штуцер, через который вакуумным насосом из-под нее откачивают воздух. Весь набор панели плотно сдвигается и прижимается к матрице. В таком состоянии все выдерживается до полного затвердевания эпоксидной смолы.

Примерно так же изготавливают полки лонжеронов, с той лишь разницей, что обычно их выкладывают из однонаправленного стекло- или углеволокна. Окончательную сборку крыла, оперения, фюзеляжа, как правило, производят в тех же матрицах, в которых формируется одна из панелей агрегата.

В случае необходимости в готовую отформованную трехслойную панель вкладывают и клеивают лонжероны, шпангоуты, нервюры. Затем все накрывается и закрепляется верхней панелью.

Поскольку между деталями внутреннего набора и обшивочными панелями бывают большие зазоры, для склейки хорошо подходит эпоксидный клей с наполнителем. В качестве наполнителя чаще всего используется стеклянная микросфера. Контур склейки панелей снаружи, а по возможности и изнутри, проклеивают стеклотканевой лентой.

Конструкции отдельных деталей могут быть самыми различными. Позже мы к ним еще вернемся, а здесь даем описание технологии лишь в общих чертах. Как показывает опыт, все ее «хитрости и тонкости» любители обычно довольно быстро постигают самостоятельно.

Нужно отметить, что технология достаточно сложна, трудоемка и стоимость пластмассовых планеров сравнительно высока. Необходимо предупредить любителей, что из-за высокой токсичности эпоксидных смол далеко не каждый человек может с ними работать. У части людей достаточно длительный контакт с эпоксидными смолами вызывает серьезные аллергические заболевания.

Высокая стоимость, в некоторой степени даже уникальность, современных высококачественных

планеров привели к тому, что они сейчас доступны лишь очень ограниченному кругу спортсменов. В результате планерный спорт повсеместно стал менее массовым, а значит, и менее популярным. Обеспечение этим процессом, Международная федерация авиационного спорта — ФАИ в дополнение к самым престижным аппаратам — планерам открытого класса, как они официально именуются, ввела упрощенные классы — стандартный, клубный и ряд других. У этих планеров размах крыла не более 15 м, введен также ряд дополнительных ограничений.

Однако приостановить падение популярности классического спортивного планеризма пока не удается. Здесь есть и другие причины. Большим препятствием для массового развития этого вида авиационного спорта является то, что для взлета планера требуется либо самолет-буксировщик, либо достаточно сложная мотолебедка, что значительно затрудняет работу секций и клубов.

В результате и в Западе любители сейчас почти не строят планеры. В нашей стране популярность безмоторных планеров также падает. Так, на слете самодельных авиационных конструкторов 1985 г. любители представили всего восемь безмоторных конструкций, хотя оргкомитет удивлялся все заявки первого тура смотр-конкурса. Причем половину планеров составляли «брошки» с незначительными авторскими изменениями, а остальные три были известны по прошлым слетам. Только конструктор [Л. Соловей] привез ранее не выставившийся планер «Соловей» (рис. 48). Цельнодеревянный аппарат был построен очень аккуратно, чисто и грамотно в стиле 30—40-х годов. Планер имеет большое удлинение крыла, высокое аэродинамическое качество, отлично летает, но не содержит в себе, к сожалению, ничего нового. Однако «Соловей» был отмечен наградой на СЛА-85.

Аппараты такого типа еще могут участвовать в соревнованиях, но не претендовать в дальнейшем на победу в слетах-конкурсах. То же самое можно сказать и о «брошках». БРО-11, пожалуй, единственный в нашей стране планер, полный комплект чертежей которого ходит среди модельщиков. Конечно, постройку первого летательного аппарата по хорошим, проверенным чертежам можно только приветствовать и рекомендовать всем конструкторам-любителям. Именно такое «копирование» с минимальным количеством «синайков и шишек» дает тот бесценный опыт постройки и полетов, который нельзя приобрести по учебникам, описаниям и инструкциям. Однако в слетах должны участвовать более оригинальные и современные конструкции, такие как учебный планер АНБ-М (рис. 49), созданный П. Альмурузиным из Куйбышев.

Петр с детства мечтал о крыльях. Но «безобидные» очки заставили отказаться от летного училища и даже от авиационного спорта. Окончив авиационный институт. По распределению был направлен на авиационный завод. Все свободное время он отдавал организации юношеского авиационного конструкторского бюро, преобразованного впоследствии в клуб с романтичес-

ким названием «Полет». Первыми помощниками Альмурузина стали студенты Куйбышевского авиационного института, мечтавшие о полетах. Начать решили с постройки планера.

В то время в нашей печати развернулась активная дискуссия о том, каким быть планеру для юношеских планерных школ. Предлагались различные варианты, в том числе и аппараты из пластмассы. Множество опытных образцов было построено и любителями, и профессионалами. Но подавляющее большинство этих попыток закончилось практически безрезультатно. Авторы аппаратов путали простоту с примитивностью, и в лучшем случае в традиционной «брошке» основные рейки заменяли пластмассовыми или изготовленными из дюралевых труб. Иногда копии по сложности и стоимости значительно превосходили оригинал.

Ветераны планеризма предлагали возобновить выпуск деревянных конструкций 30—50-х годов, но Альмурузин понимал, что для «Полета» требовался аппарат, разработанный с учетом технологических особенностей современного авиационного производства, прочный, простой и надежный, на котором можно было бы научиться летать самому и всем членам клуба, среди которых уже появились и школьники, и учащиеся заводского ПТУ, и молодые рабочие завода.

Первый планер получил название АНБ — по начальным буквам фамилий его главных создателей — Альмурузин, Никитин, Богатов. Крыло и оперение планера имели нетрадиционную для машин такого класса металлическую конструкцию с использованием в качестве лонжеронов дюралевых труб большого диаметра. Только фюзеляж на исходном варианте планера сделали из пластика. Чуть позднее авторы пересмотрели это решение, посчитав его данью моде. Следующий вариант — АНБ-М уже имел металлический фюзеляж и оказался на 25—30 кг легче. Так, куйбышевские конструкторы нашли очень рациональную схему учебного планера, обеспечившую отличные летные данные и простоту пилотирования.

Кроме того, молодые инженеры оказались хорошими технологами и отличными знатоками современного авиационного производства. При изготовлении тонких листовых деталей из алюминиевых сплавов, которые составляют подавляющий процент в конструкции АНБ-М, была использована в основном одна простая и хорошо освоенная на любом авиационном производстве технологическая операция — штамповка резиной. Всю оснастку, кстати довольно простую, сделали своими руками. Для заготовок вполне хватило отходов заводского цеха. Детали штамповали сами, используя цеховые прессы в обеденное или нерабочее время. Сборку планеров осуществляли в подвале, в котором размещался клуб. Имея хорошую оснастку, повторить планеры в любом количестве не составляло труда. Вскоре все члены клуба освоили и рабочие, и конструкторские специальности. Ребята научились летать на планере, совершили десятки самостоятельных полетов с лебедки.

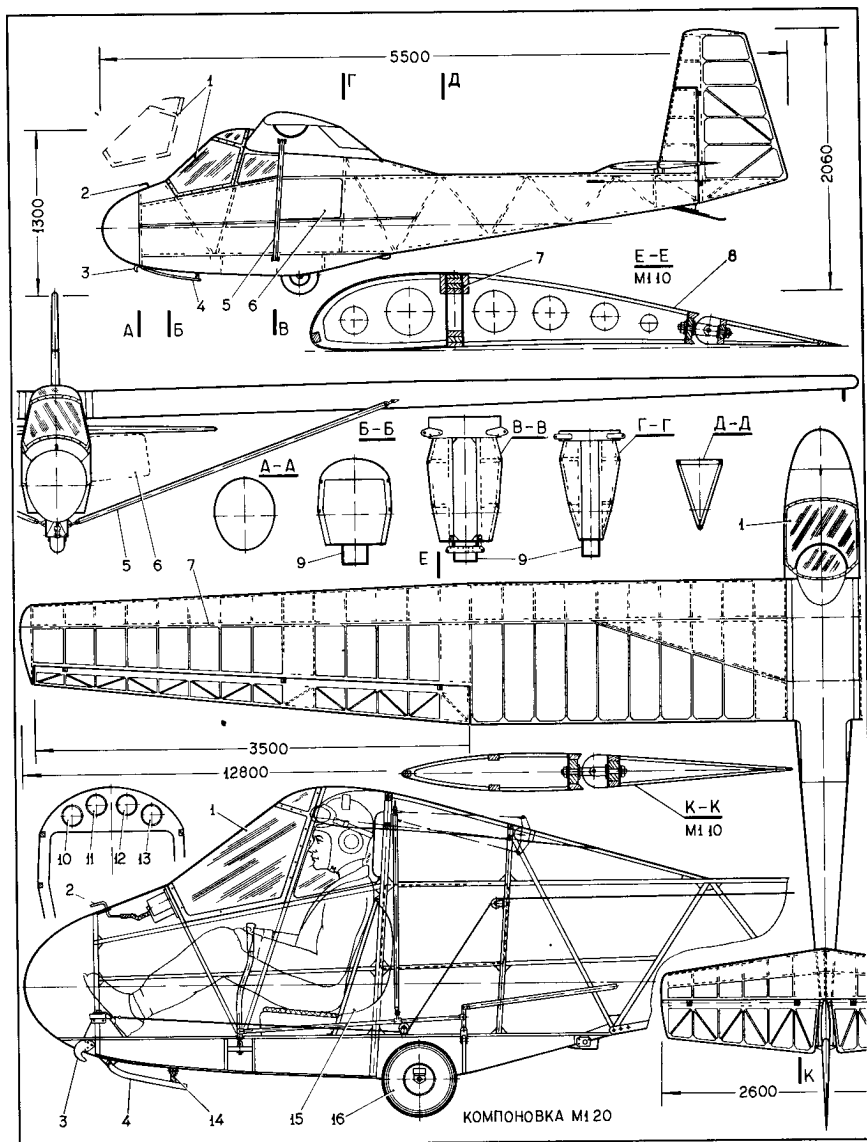


Рис 48 Планер «Соловей» Л Соловьева Площадь крыла — 12,24 м², масса пустого планера — 120 кг, взлетная масса — 200 кг, полетная центровка — 25%, максимальная скорость — 170 км/ч, скорость сваливания — 40 км/ч, скорость снижения — 0,8 м/с максимальное аэродинамическое качество — 20

1 — откидная (вбок направо) часть фонаря 2 — приемник воздушного давления указателя скорости 3 — стартовый крюк 4 — посадочная лыжа 5 — подлок (труба 30ХГСА 45×15) 6 — тормозной щиток 7 — корытчатый дождевик крыла (полки — сосна стенки — березовая фанера) 8 — профиль крыла ДФС Р9-14 — 13,8% 9 — корытчатая фанерная балка 10 — указатель скорости 11 — высотомер 12 — указатель скольжения 13 — барометр 14 — резиновый амортизатор посадочной лыжи 15 — парашют ПНД 16 — колесо Ø 300×125

Планеры АНБ были представлены на всех слетах. Они неизменно получали самую высокую оценку. Специалисты ЦК ДОСААФ СССР и техническая комиссия министерства авиационной промышленности признали АНБ-М лучшим планером первоначального обучения, превосходящим и серийные, и многочисленные любительские варианты. АНБ-М рекомендовали к серийному выпуску для юношеских планерных школ. Самодельную конструкторскую группу поддерживало руководство Куйбышевского авиационного завода. Вскоре клуб «Полет» получил новое помещение и был реорганизован в КБ спортивной авиации при заводе со штатом пять человек.

Впоследствии работы по совершенствованию планера АНБ продолжались: улучшалась конструкция, проводились статические испытания на прочность, велась подготовка к серийному выпуску. Учитывая сложности первоначальной летной подготовки на одноместном аппарате, по совету ветерана советского планеризма В. Янусова, конструкторы разработали спарку двух планеров АНБ. Она представляла собой два стандартных фюзеляжа, объединенных общим центропланом. Двухместный двухголовый планер, названный АНБ-Я «Змей Горыныч» (см. рис. 49, Б), имеет спаренное управление и, несмотря на относительно низкое аэродинамическое качество, с успехом может использоваться для обучения.

Продолжая работу над учебными планерами, в 1987 г. коллектив Альмузрина испытал новую модель — цельнометаллический «Рубин» (рис. 50, Б), ставший призером СЛА-87. Этот слет был «урожайным» на новые учебные планеры. Лучшим планером слета признан «Воробышек» (рис. 50, А) Льва Соловьева, на нем впервые в Советском Союзе была осуществлена буксировка планера за мотодельтапланом. Отличные летные данные показал «Пелikan» (рис. 51, А), построенный учащимися ПТУ из подмосковного Калининграда. Техком отметил так же отличную концепцию простейшего планера «Фома» (рис. 51, Б), сделанного из самых распространенных материалов — сосны и толстой фанеры, хотя пока и не продемонстрировавшего хороших летных данных из-за недостаточно качественного производственного исполнения.

Разумеется, кратковременные полеты на планере с лебедки не могут доставить полного удовлетворения. Поэтому в развитии каждого самодельного коллектива вполне закономерен переход от планера к самолету. Не стал исключением и куйбышевский клуб «Полет». Используя уже хорошо отработанную конструкцию и технологию АНБ, в 1985 г. самодельные конструкторы построили одноместный тренировочный самолет «Кристалл», по традиции имеющий и другое название по начальным буквам фамилий его авторов — АНСЦ — Альмузрин, Никитин, Сафронов, Царьков.

По аэродинамической схеме и размерности самолет практически повторяет планер АНБ, что сохраняет преемственность в стиле и методах пилотирования. А это весьма важно: обеспечивается переход начинающего летчика непосред-

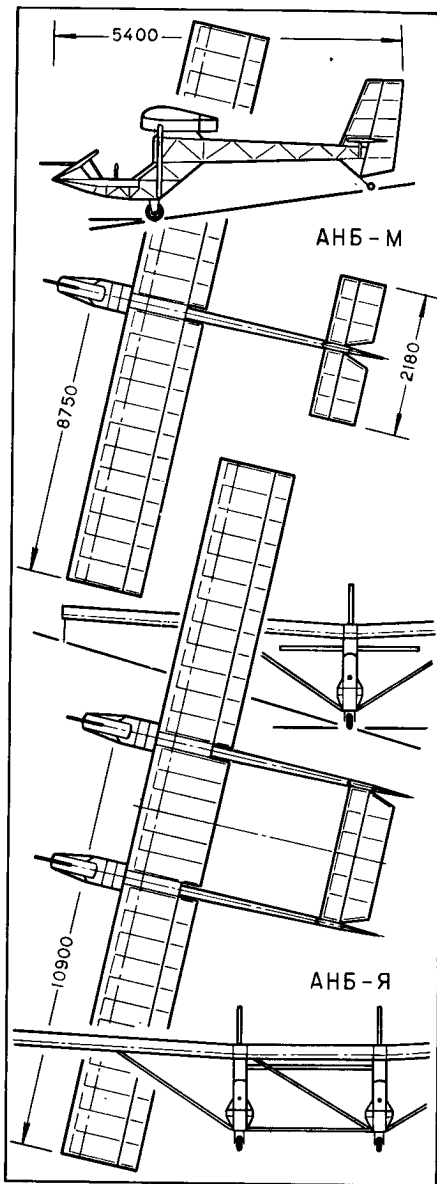


Рис. 49. Учебные планеры конструкции Альмузрина:

А — одноместный планер АНБ М. Площадь крыла — 10,5 м², масса пустого планера — 70 кг, влетная масса — 145 кг,
Б — двухместная спарка АНБ Я

Б — цельнометаллический планер «Рубин» П. Алюминия. Площадь крыла 8 м², профиль Р-11, масса пустого планера — 85 кг, взлетная масса — 162 кг, максимальная скорость — 135 км/ч, скорость сваливания — 50 км/ч, максимальное аэродинамическое качество — 14

ственно с планера первоначального обучения на одноместный тренировочный самолет. Эта методика самостоятельного летного обучения получила широкое распространение среди любителей.

Состоявшийся летом 1989 г. в Риге смотр показал, что проблема создания планера первоначального обучения по-прежнему волнует конструкторов-любителей. Изящно изготовленную «брошку» — УТ-3 (рис. 52, В) привез Лев Соловьев. Он намерен наладить выпуск небольших серий этих аппаратов силами своего клуба. Несколько модернизированную двухместную цельнометаллическую «брошку» — «Юность» (рис. 52, Б) из Комсомольска-на-Амуре доставил в Ригу Геннадий Дрыгин.

А один из самых красивых учебных планеров, когда-либо демонстрировавшихся на слетах, в Риге показали любители из города Отрадное Ленинградской области. Планер «Какаду» (рис. 53) изготовлен целиком из пластика. Конструкция и крыла и оперения — удачная находка авторов, своего рода маленький конструкторский шедевр. Используются только три вида материалов — пенопласт, стеклоткань и эпоксидная смола. Нервюры крыла из пенопласта, оклеены тонкой стеклотканью. Полки нервюра образованы дополнительно наклеенной лейкочкой стеклоткани. Так же сделан лонжерон крыла. Носок крыла, воспринимающий крутящий момент, — выклеенная на пенопластовом блоке-заполнителе стеклопластиковая оболочка.

Фюзеляжная балка вырезана из пенопласта и оклеена стеклотканью. Изгибающий момент воспринимается стеклопластиковыми полками, наклеенными на верхнюю и нижнюю поверхность фюзеляжной балки. Качество ручной работы изготовителей планера отменное, внешняя отделка — на зависть многим модельщикам, а планер не летит. Причина проста: желейная аппарат меньше, легче, компактнее, авторы до предела уменьшили размеры крыла. Такая же история произошла и с СЛА-87 с куйбышевским планером «Рубин». Усвоив урок, на самолете «Михаил» (он успешно летал на СЛА-89), представляющая собой дальнейшее развитие «Рубина», куйбышевские конструкторы увеличили размах крыла с 8 до 10 м. В результате самолет даже с выключенным мотором залетал лучше некоторых планеров.

Примерно так же поступили казанские конструкторы-любители. На СЛА-87 их одноместный КАИ-50 не заслужил награды. Подумали, посчитали, порисовали — установили на планер второе кресло, значительно вытянули размах крыла, и вот уже двухместный КАИ-502 (см. рис. 52) залетал лучше, чем одноместный КАИ-50. КАИ-502 сейчас активно используется для подготовки юных планеристов в Казани.

Тем, кто прошел летную подготовку на планере первоначального обучения, можно пореко-

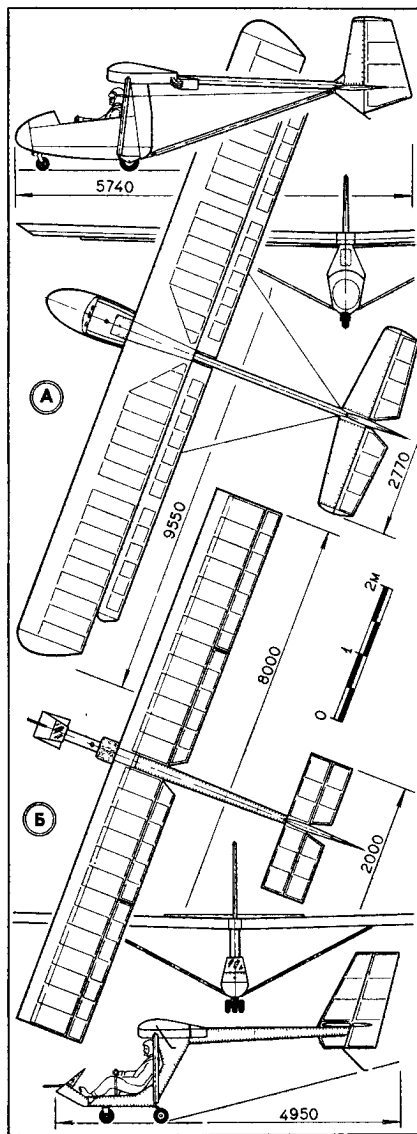


Рис. 50. Лучшие учебные планеры СЛА-87:

А — планер «Воробей» Л. Соловьева. Конструкция смешанная: древесина — металл. Площадь крыла — 11,96 м², профиль Р-11А, масса пустого планера — 118 кг, взлетная масса — 200 кг, максимальная скорость — 130 км/ч, скорость сваливания — 40 км/ч, максимальное аэродинамическое качество — 15.

мендовать более сложный аппарат, например, планер А-10Б «Беркут» (рис 54), созданный студентами Куйбышевского авиационного института под руководством Василия Мирошника. А-10Б имеет крыло размахом 10 м, хорда крыла постоянная по размаху — 1 м, площадь крыла — 10 м^2 , а удельная нагрузка на крыло не достигает и 20 кг/м^2 . Таким образом, по своим параметрам планер не соответствует ни одному спортивному классу и по размерам гораздо меньше стандартных планеров. При этом у А-10Б очень чистые аэродинамические формы, простое подкосное крыло обтянуто тканью, дешевая несложная конструкция, изготовленная из самых распространенных пластиков. Аэродинамическое качество планера позволяет совершать достаточно продолжительные планирующие полеты и парить в восходящих потоках. А простая техника пилотирования дает возможность справиться с планером даже новичку.

Полагаем, что именно таких аппаратов не хватает нашему планеризму. Современные спортивные планеры сложны и дороги, требуют для изготовления дефицитный углепластик. Планеры типа А-10Б, изготовленные из обычной стеклоткань и пенопласта, могли бы выпускаться гораздо большими сериями. За границей такие планеры выпускаются серийно, привлекая многих спортсменов, среди которых и рождаются будущие чемпионы.

Если внимательно изучить самодельные конструкции планеров, нетрудно увидеть интересную закономерность: почти все любительские планеры последних лет по параметрам очень близки к А-10Б. Самодельщики независимо друг от друга нашли наименее выгодную размерность такого аппарата, обеспечивающую простоту конструкции при хороших летных данных. Эта тенденция прослеживается и на слетах, проходивших в нашей стране. Очевидно, что необходимо всемерно поддерживать эту тенденцию, усилить ее влияние на профессиональный планеризм. Иначе в ближайшем будущем отечественные планеры будут существовать только в любительских разработках.

Своеобразным развитием идей, заложенных в А-10Б, стал планер «Мечта», разработанный и построенный московским самодельным клубом под руководством Владимира Федорова. Этот планер москвичи впервые продемонстрировали на СЛА-89 в Риге. По конструкции, технологии изготовления и внешнему виду «Мечта» — современный спортивный планер (рис 55), по удельной нагрузке на крыло и некоторым другим параметрам — это типичный планер первоначального обучения. Летает «Мечта», как и подобает мечте, совсем неплохо. Впервые в истории слетов СЛА в Риге была выполнена буксировка планера самолетом. Самодельная «Мечта» запускалась серийным самолетом «Вильга». Также впервые первый испытательный полет на самодельке выполнил не профессиональный испытатель, а пилот-любитель — киевлянин Александр Евтехов, который блестяще справился со своей задачей.

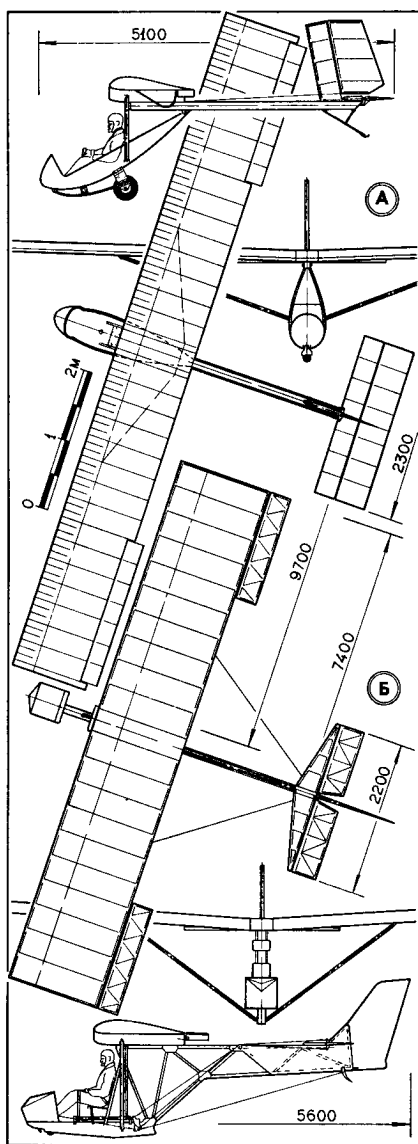


Рис 51. Учебные планеры, демонстрировавшиеся на СЛА-87:

А — стеклопластиковый «Пелкан». Площадь крыла — $10,67 \text{ м}^2$, масса пустого — 85 кг, взлетная масса — 158 кг, скорость сваливания — 50 км/ч.
Б — «Фомы» В. Маркова (Иркутск). Масса пустого — 58 кг.

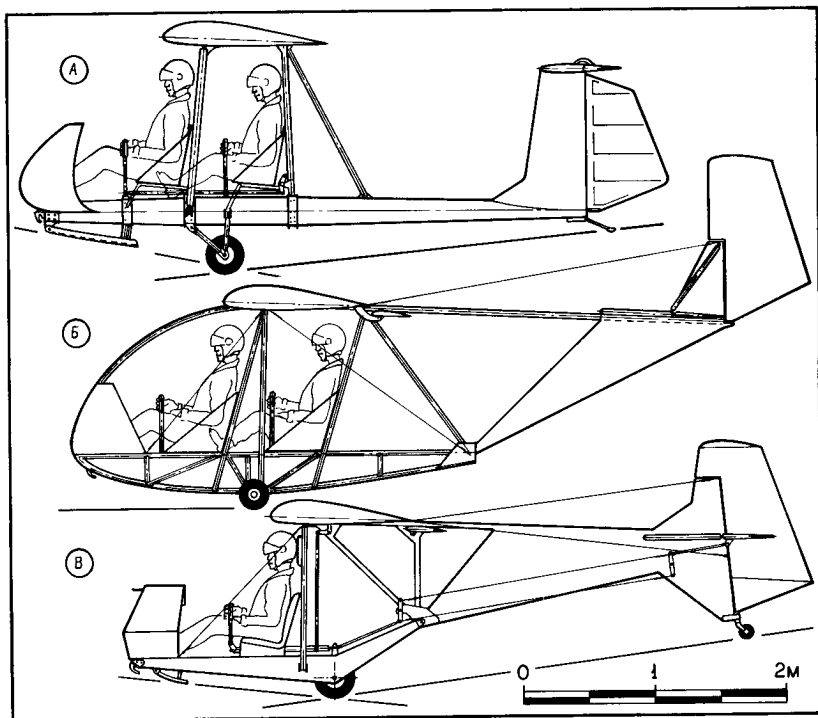


Рис. 52. Планеры первоначального обучения, демонстрировавшиеся на СЛА-89:

А — КАИ 502 Размах крыла — 11,0 м, площадь крыла — 13,2 м², профиль крыла — Р-11А 15%, масса пустого — 110 кг, взлетная масса — 260 кг, скорость сваливания — 32 км/ч, наимыгоднейшая скорость планирования — 70 км/ч, максимальное аэродинамическое качество — 14, минимальная скорость снижения — 1,3 м/с.
 Б — «Юность» Размах крыла — 10,0 м, площадь крыла — 13 м², профиль крыла — Р-11 14%, масса пустого — 95 кг, взлетная масса — 245 кг, скорость сваливания — 50 км/ч, наимыгоднейшая скорость планирования — 70 км/ч, максимальное аэродинамическое качество — 13, минимальная скорость снижения — 1,3 м/с.
 В — одностельный УТ-3 Размах крыла — 9,5 м, площадь крыла — 11,9 м², профиль крыла — Р-11А-15%, масса пустого — 102 кг, взлетная масса — 177 кг, скорость сваливания — 50 км/ч, наимыгоднейшая скорость планирования — 65 км/ч, максимальное аэродинамическое качество — 12, минимальная скорость снижения — 1,0 м/с

«Мечта» проще и дешевле современных спортивных планеров. Массовое развитие планеров такого класса могло бы сделать планерный спорт более дешевым и доступным. К таким же выводам, по-видимому, пришли и специалисты, входящие в комиссию планерного спорта ФАИ. В начале 1990 г. ФАИ объявлено о внесении в классификацию Международной федерации авиационного спорта нового класса планеров, параметры которых практически соответствуют «Мечте». Отныне на таких планерах будут проводиться даже чемпионаты мира. С целью ускорения разработки планеров нового класса ФАИ объявило международный конкурс, в котором намерены принять участие и советские самодельщики под руководством Владимира Федорова. На наш взгляд, любительский планеризм от «профессионального» отличается главным обра-

зом тем, что самодельные конструкторы не занимаются плановой подготовкой молодых пилотов. Планер строится «для себя», то есть для группы или клуба. И вскоре все члены клуба осваивают полеты с амортизатора, лебедки, а иногда и с небольшой горы. Эти полеты крайне ограничены по времени и не приносят полного удовлетворения. Вот тогда на планере появляется мотор, и возможности аппарата существенно расширяются. Причем часто мотопланеры, имеющие очень слабые моторы, превосходят по летным данным некоторые легкие самолеты самодельных конструкций. В чем же дело?

Прежде всего, резерв экономии массы некоторые любители ищут в предельном сокращении размеров самолета, в уменьшении размаха его крыла. Они забывают при этом, что подъемная сила крыла определяется, главным образом, его

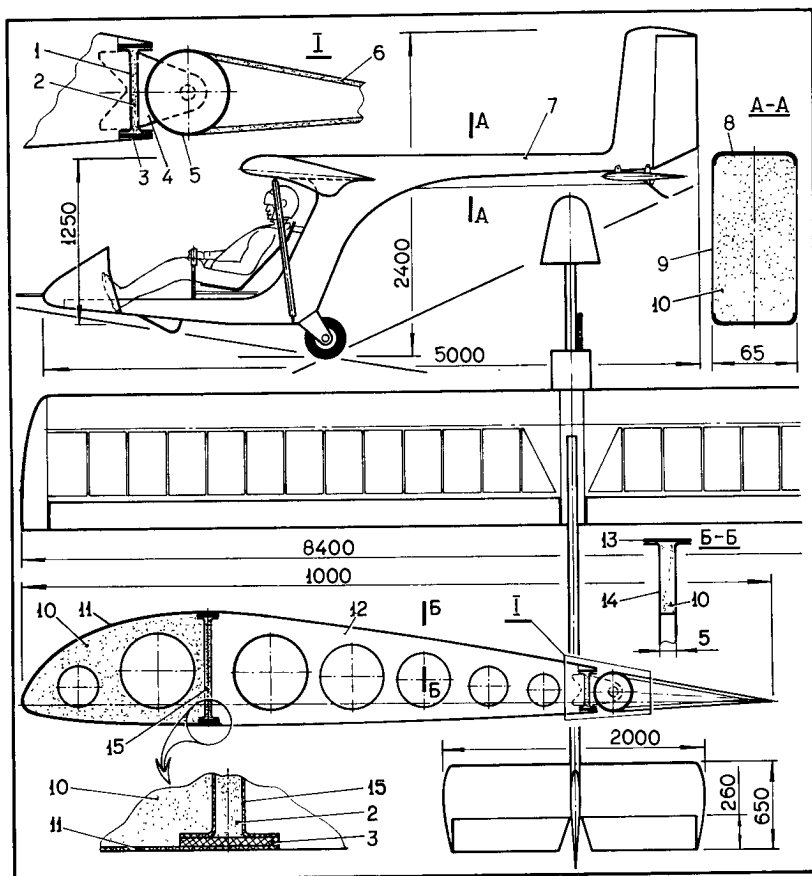


Рис. 53. Планер «Какаду». Площадь крыла — 8,2 м², профиль крыла — Р-IIIА-15%, масса пустого — 80 кг, взлетная масса — 155 кг:

1 — задний лонжерон крыла (состоит из стенки с пенопластовым наполнителем, оклеенной с двух сторон стеклотканью, и стеклопластиковых полок); 2 — наполнитель из пенопласта ПС-4; 3 — стеклопластиковые полки лонжеронов; 4 — узел навески элерона (стеклопластик); 5 — стеклопластиковая труба-лонжерон элерона (толщина стенки 0,5 мм); 6 — трехслойные панели, образующие обшивку элеронов (заполнитель — пенопласт ПС-4 толщиной 5 мм, толщина стеклопластиковой корки снаружи 0,4 мм, изнутри 0,3 мм); 7 — фюзеляжная балка; 8 — стеклопластик толщиной 3 мм; 9 — стеклопластиковая обшивка толщиной 1 мм; 10 — наполнитель из пенопласта ПС-4; 11 — стеклопластиковая обшивка носка крыла, образующая контур, работающий на кручение (толщина от 0,5 до 1,5 мм); 12 — титовая нервюра крыла; 13 — стеклопластиковая полка нервюры (толщина 1 мм); 14 — стеклопластиковая стенка нервюры (толщина 0,3 мм); 15 — передний лонжерон крыла (по конструкции аналогичен заднему, толщина полок от 2 до 8 мм, ширина 30 мм, толщина стеклопластиковой обшивки стенок от 0,2 до 0,5 мм с каждой стороны, толщина пенопластовой стенки-заполнителя 10 мм).

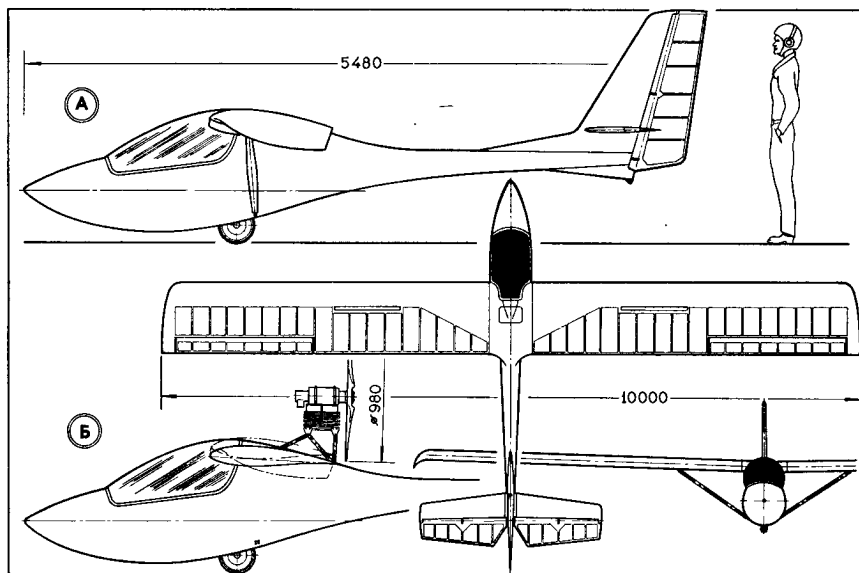


Рис. 54. Планер и мотопланер конструкции В. Мирошника:

А — учебно-тренировочный планер А-105 «Беркут». Площадь крыла — 10 м^2 , масса пустого — $107,5 \text{ кг}$, взлетная масса — 190 кг , максимальная скорость — 190 км/ч , скорость сваливания — 45 км/ч , максимальное аэродинамическое качество — 22 , диапазон эксплуатационных перегрузок — от $+5$ до $-2,5$, расчетная перегрузка — 10 ;
 Б — мотопланер А-104 с двигателем «Вихрь-30-Аэро» мощностью 21 л. с. (доработанный под воздушное охлаждение стандартный лодочный мотор). В полете силовая установка с помощью специальной рычажной системы может складываться в отсек в средней части фюзеляжа. Длина мотопланера — $5,6 \text{ м}$, размах крыла — $9,3 \text{ м}$, площадь крыла — $9,2 \text{ м}^2$, взлетная масса — 220 кг , максимальная скорость — 180 км/ч , скорость сваливания — 55 км/ч , максимальное аэродинамическое качество — 19 , диаметр воздушного винта — $0,98 \text{ м}$, шаг — $0,4 \text{ м}$, обороты винта — 5000 об/мин .

размахом. При уменьшении размаха потери в подъемной силе получаются больше, чем выигрыш в массе. В результате некоторые совсем неплохие самолеты не могут оторваться от земли. В то же время тренировочные мотопланеры, имеющие зачастую более грубые аэродинамические формы и очень слабые двигатели, прекрасно летают. Единственным отличием этих мотопланеров от самолетов является больший размах крыла. Видно, поэтому тренировочные мотопланеры пользуются особой популярностью у любителей.

Большинство успехов в создании простейших мотопланеров достигли студенты Харьковского авиационного института. В ХАИ еще в 1977 г. под руководством А. А. Баранникова был построен мотопланер «Коршун-М» (рис. 56). Позднее под руководством Н. Лавровой создан более совершенный «Энтузиаст» (рис. 57). Его отличали хорошие аэродинамические формы, закрытая кабина пилота, тщательно закапотированный двигатель. Оба этих аппарата, размноженные в нескольких экземплярах, являются дальнейшим развитием популярного в свое время учебно-планера БРО-11 Бронюса Ошкниши. «Коршун» и «Энтузиаст» имеют очень простую конструкцию без претензий на оригинальность, зато они очень прочны, надежны, доступны в управ-

лении начинающим пилотам. Студенты ХАИ регулярно выезжают на летние тренировочные сборы, на которых летают на мотопланерах, созданных своими руками. На каждый летательный аппарат в ХАИ заведен специальный формуляр, где отмечаются дата и продолжительность полета, фамилия пилота. В графе «летчик» насчитываются десятки фамилий, и за каждой — человек, для которого авиация уже никогда не станет просто формальной профессией. Именно за массовое развитие технического творчества, за то, что авиационная промышленность получает десятки инженеров-энтузиастов, председатель оргкомитета киевского слета 1985 г. генеральный конструктор Петр Васильевич Балабуев вручил представителям ХАИ главный приз.

На этом слете Чесловас Кишокас из Каунаса продемонстрировал один из лучших мотопланеров — «Гарнис» (рис. 58). Он был разработан еще в 1981 г. с помощью Б. Ошкниши. Аппарат изготовлен целиком из стеклопластика, обшивка крыльев и оперения — прозрачная лавсановая пленка. В качестве двигателя использован лодочный «Вихрь-М» мощностью 25 л. с. , переделанный под воздушное охлаждение. Он легко снимается с аппарата. Шасси имеет несколько взаимозаменяемых, также легко съемных, вари-

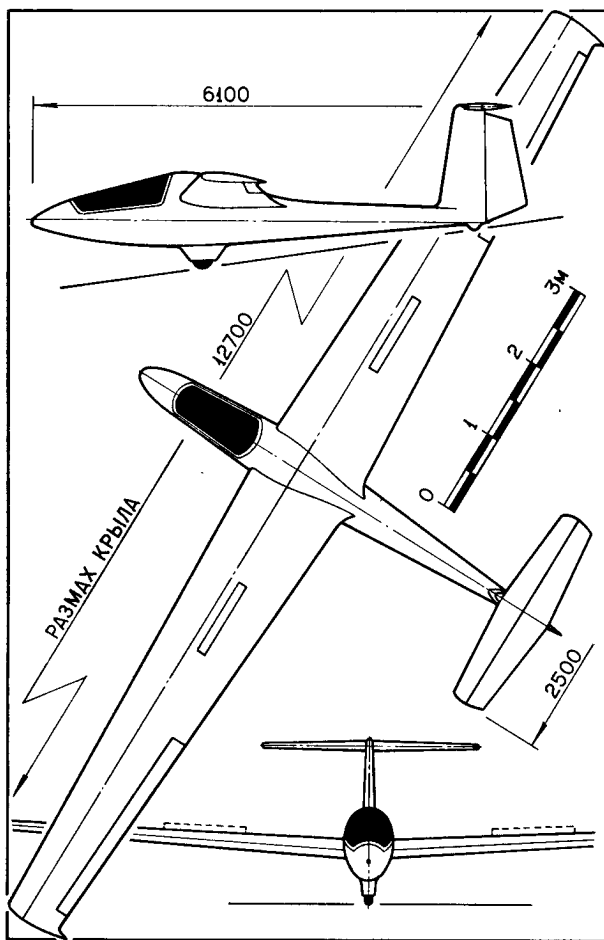


Рис. 55. Планиер «Мечта». Площадь крыла — $12,25 \text{ м}^2$, масса пустого — 136 кг, взлетная масса — 227 кг, скорость сваливания — 52 км/ч, максимальная скорость буксировки — 170 км/ч, наимыгоднейшая скорость планирования — 65 км/ч, максимальное аэродинамическое качество — 26—28, минимальная скорость снижения — 0,8 м/с

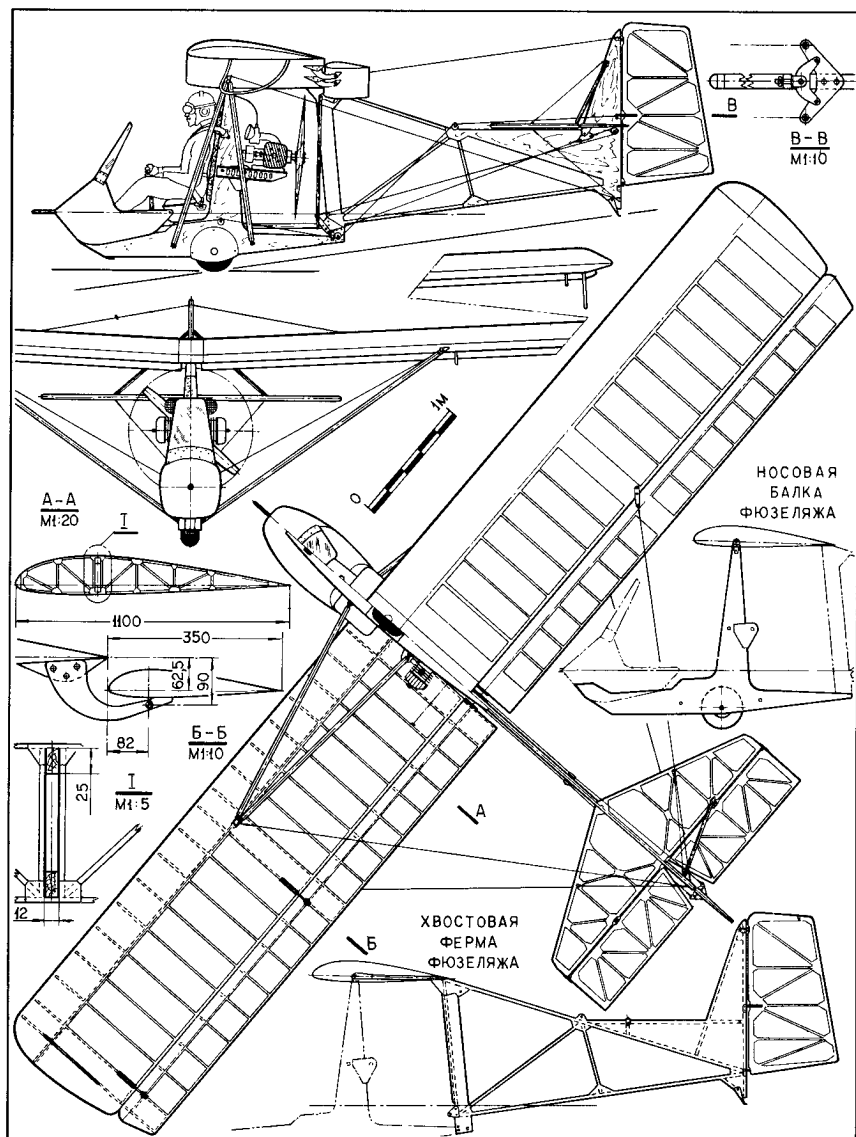


Рис. 56. Мотопланер «Коршун-М» (ХАИ-29М). Мотор «Колибри-350» самодельный двухцилиндровый оппозитный мощностью 15 л. с. Длина мотопланера — 5,25 м, размах крыла — 9 м, площадь крыла — 12,6 м², профиль крыла — Р-П-14%, профиль зависающего элерона — Р-П-16%, масса пустого — 135 кг, взлетная масса — 221 кг, максимальная скорость — 100 км/ч, крейсерская скорость — 65 км/ч, скорость сваливания — 40 км/ч, максимальное аэродинамическое качество — 10

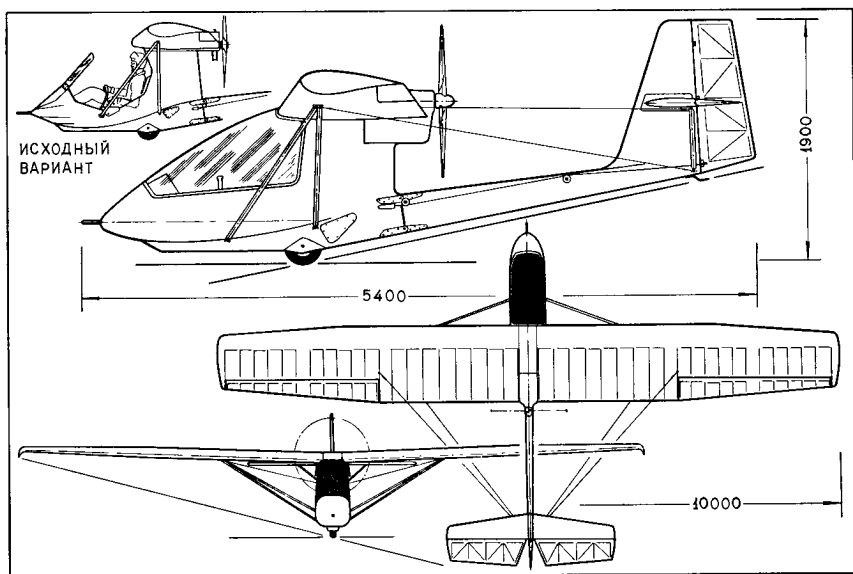


Рис. 57. Мотопланер ХАИ-35М «Энтузиаст». Мотор мощностью 36 л. с., площадь крыла — 11 м², масса пустого — 170 кг, взлетная масса — 260 кг, полетная центровка — 28%, максимальная скорость — 150 км/ч, скорость сваливания — 48 км/ч, скороподъемность — 2,4 м/с, максимальное аэродинамическое качество — 15

антов: самолетное трехколесное, планерное одноколесное и поплавковое.

Книшонас разработал очень интересную методику летного обучения. Начинают с буксирных полетов за катером на «Гарнисе» без мотора с поплавковым шасси. При этом скорость полета задается скоростью катера, сваливание в штопор и потеря скорости исключены. А в случае грубой посадки или даже падения пилот рискует лишь испугаться. Обычно трех буксировочных полетов хватает, чтобы ученик самостоятельно вылетел на моторном «Гарнисе» с колесным шасси.

Мотопланеры и планеры типа «Гарниса» и «Коршуна» строятся многими любителями в десятках экземпляров. Конечно, эти аппараты надежны, проверены и неоднократно испытаны. Хочется обратить внимание лишь на одну особенность всех конструкций, берущих свое начало в разработках Ошкинниса. БРО-11, «Гарнис» и «Коршун» снабжены зависающими элеронами, кинематически связанными с рулем высоты, как на кордовой пилотажной модели. При заходе на посадку летчик выбирает ручку управления на себя, элероны синхронно отклоняются вниз, подъемная сила на крыле растет, скорость гасится. Пока все хорошо, планер плавно заходит на посадку. Но вот пилот случайно «перебрал» ручку или захотел скорректировать траекторию и отдал ручку управления от себя. Это движение вызвало не только отклонение руля высоты, но

и возврат элеронов в исходное положение, что равносильно уборке закрылков. Подъемная сила резко уменьшается, планер проваливается вниз. А это опасно, если высота полета уже небольшая.

Эксперименты, проведенные планеристами, использующими БРО-11, показали, что без зависания элеронов взлетно-посадочные характеристики планера практически не ухудшаются, но техника пилотирования на посадке заметно упрощается. А это снижает и аварийность. На нескоростных мотопланерах для повышения несущих характеристик крыла более выгодным может оказаться применение сильно выгнутых профилей крыла типа «Геттинген F-17». Такой профиль использован на тренировочном мотопланере «Феникс-02», построенном инженером из ЦАГИ Сергеем Поповым. Попытавшись уйти от известного прототипа Б. Ошкинниса, Сергей сделал довольно оригинальную машину, однако не лишенную пока серьезных недостатков. «Феникс-02» имеет очень большую высоту и соответственно большой разбег, что при мягком шасси с узкой колес и малой базой очень затрудняет движение по неровностям аэродрома, провоцирует непроизвольную раскачку, завалы, прыжки и преждевременный отрыв с последующим сваливанием. На этом аппарате использовано еще одно неудачное решение — цельноповоротное горизонтальное оперение без традиционного руля высоты. Эффективность такого управления на мотопланерах

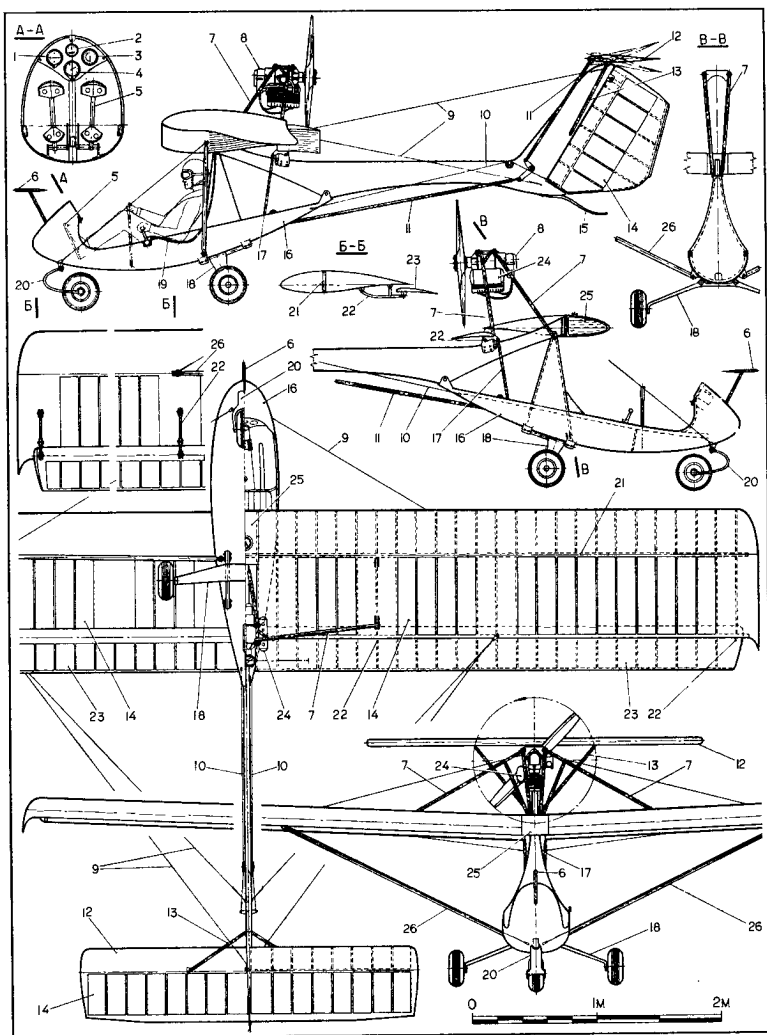


Рис. 58. Моторпланер «Гаринс» Б. Ошкиниси и Ч. Кишонаса (Каунас). Длина моторпланера — 5 м, размах крыла — 8 м, площадь крыла — 10,6 м², масса пустого — 139 кг, взлетная масса — 215 кг, максимальная скорость — 130 км/ч, посадочная скорость — 40 км/ч, обороты винта — 5000 об/мин:

1 — шаромер, 2 — указатель скольжения, 3 — указатель скорости, 4 — высотомер, 5 — педали, 6 — ПВД, 7 — трубка мотора, 8 — двигатель, 9 — тросовые расчалки, 10 — тросовая проводка управления рулем направления, 11 — тяга управления рулем высоты, 12 — цельнопоперечное горизонтальное оперение, 13 — трубчатые подкосы оперения, 14 — участки крыла и оперения, обклеенные прозрачной лавсановой пленкой, 15 — хвостовая рессора, 16 — сиденье пилота, выклеенная из стеклопластика, 17 — тяги управления элеронами, 18 — рессора главного шасси, 19 — проводка управления двигателем, 20 — стеклопластиковая рессора носовой стойки шасси, 21 — лонжерон крыла, 22 — узлы навески элерона, 23 — элерон (сверху обшит стеклопластиком, снизу обтянут прозрачной лавсановой пленкой), 24 — глушитель, 25 — беззубок, 26 — трубчатый подкос крыла

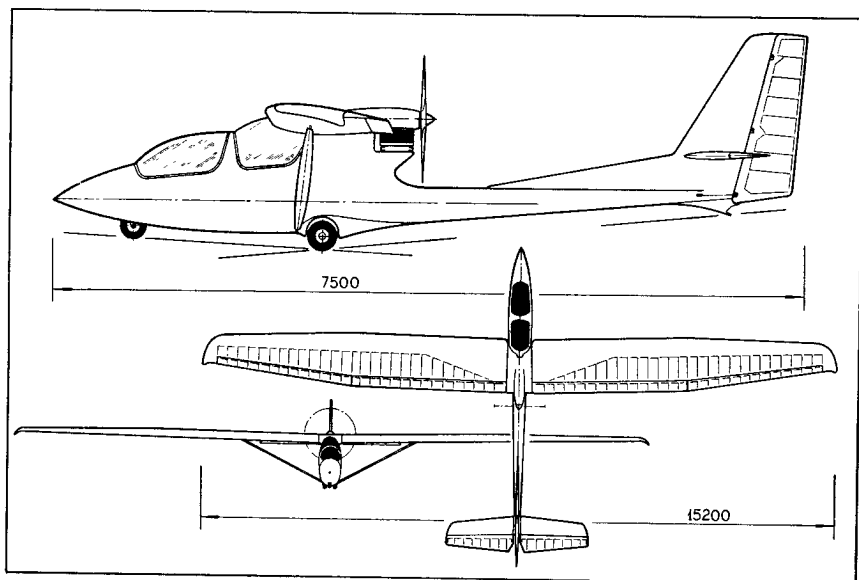


Рис. 59. Двухместный мотопланер «Аэропракт-18». Площадь крыла — $16,3 \text{ м}^2$, профиль крыла — модифицированный GAW.1 с относительной толщиной 15%, взлетная масса — 390 кг, масса пустого — 200 кг, максимальная скорость — 130 км/ч, скороподъемность — 2,3 м/с, расчетные перегрузки — от +10,2 до -5,1, максимальное аэродинамическое качество — 25, тяга винта при 5000 об/мин — 70 кг

типа «Фенкса» оказывается чрезмерной и приводит к резкому занижению потребного хода ручки управления, сокращая ее ход, необходимый для увеличения перегрузки на единицу, до нескольких миллиметров. Большая «чувствительность» ручки серьезно затрудняет управление. Применение обычного руля высоты, по нашему убеждению, является более правильным решением для любительского летательного аппарата. При этом ход ручки, потребный для увеличения перегрузки на единицу, должен составлять не менее 15—20 мм.

Популярность мотопланеров предопределена возможностью старта без буксировочного приспособления и появлением легких простых двигателей. При этом любителям были созданы весьма оригинальные аппараты, обладающие великолепными летными данными.

Прекрасный мотопланер — А-10А (см. рис. 54, Б) построил Василий Мирошник на базе уже знакомого нам А-10Б. Силовая установка на мотопланере В. Мирошника — двигатель «Внхрь-25», переделанный под воздушное охлаждение, размещенный над фюзеляжем за кабиной летчика. Двигатель использовался только для взлета и набора высоты. После его выключения специальный механизм складывал ферму, на которой устанавливался двигатель, и все это пряталось в фюзеляж, не создавая лишнего аэродинами-

ческого сопротивления. При необходимости мотор в полете можно было вновь извлечь из ниши и запустить.

Следующая модель, построенная коллективом СКБ Куйбышевского авиационного института — двухместный мотопланер «Аэропракт-18» (рис. 59) — прототип СЛА-87. Мотопланер компактен, имеет сравнительно малую массу, изготовлен целиком из пластика, снабжен мотором «Внхрь-30 Аэро» с воздушным охлаждением мощностью 30 л. с. На сей раз конструктор решил обойтись без уборок двигателя в полете — так можно упростить конструкцию и облегчить ее.

Оригинальный вариант уборок двигателей и воздушных винтов продемонстрировала группа московских любителей, возглавляемая Алексеем Федоровым. Их одноместный мотопланер «Истра» несколько лет успешно эксплуатировался, налетав сотни часов. Мотопланер имел два легких двигателя, размещенных в левой и правой консолях крыла. Моторы были полностью вписаны в обводы крыла, не выступая за его теоретические контуры. Воздушные винты вращались в щелях за задним лонжероном крыла. При остановке двигателей винты фиксировались в горизонтальном положении и закрывались сдвижным хвостовиком крыла.

Следующая разработка московских любителей-планеристов — двухместный мотопланер «Бай-

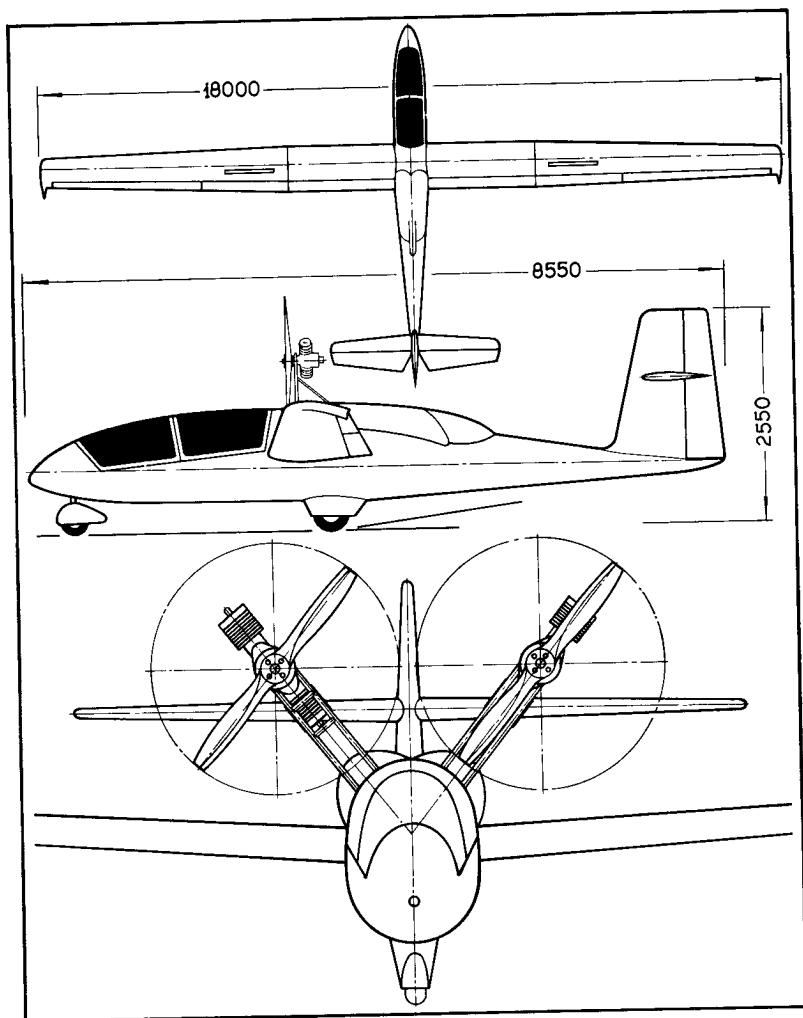
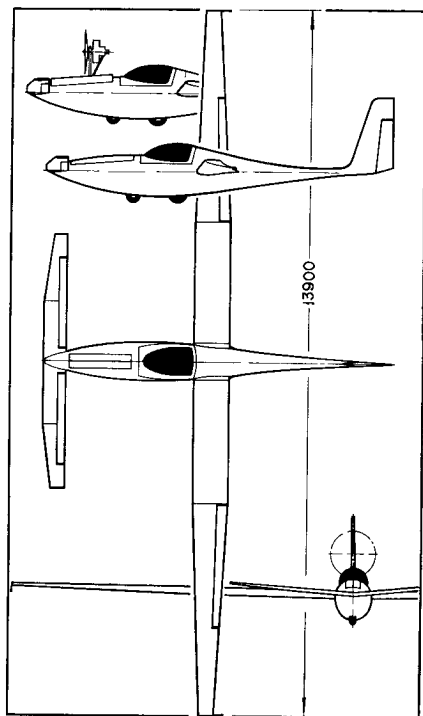


Рис. 60. Двухместный мотопланер «Байкал». Две силовые установки, каждая состоит из двух двигателей «Вихрь-25», доработанных под воздушное охлаждение, мощностью по 40 л. с., площадь крыла — 18,9 м², взлетная масса — 817 кг, скорость сваливания — 70 км/ч, максимальная скорость горизонтального полета — 150 км/ч

Рис. 61. Мотопланер Берта Рутана «Солитар». Двигатель KFM-107E мощностью 23 л. с., расположен на складной стойке в носовой части фюзеляжа, размах крыла — 12,725 м, размах переднего крыла — 4,68 м, длина мотопланера — 5,86 м, площадь переднего крыла — 1,73 м², площадь основного крыла — 7,79 м², масса пустого — 172 кг, взлетная масса — 281 кг, максимальное аэродинамическое качество — 32, максимальная скорость — 213 км/ч, скорость сваливания — 60 км/ч, дальность полета — 241 км, диапазон эксплуатационных перегрузок от +7 до -3

кал» (рис. 60). Он совершил первый полет в 1987 г. «Байкал» также снабжен двумя двигателями, но размещены они на V-образном пилоне над фюзеляжем. В полете двигатели «прячутся» в фюзеляж так же, как на А-10А. Особенность мотопланеров А. Федорова — пластмассовая конструкция, выполненная по всем правилам современной технологии. Постройка мотопланеров, особенно «Байкала», заняла несколько лет.

Принято считать, что аэродинамическая схема современного планера и мотопланера уже стабилизировалась. Действительно, все современные планеры очень похожи друг на друга, их геометрические пропорции близки. Но конструкторская мысль ищет новые решения, новые пропорции. И подтверждение тому — работы швейцарских конструкторов и мотопланер «Солитар» (рис. 61) Берта Рутана. Эти оригинальные аппараты выполнены по схеме «утка» и уже успели продемонстрировать преимущества несущего горизонтального оперения. Очевидно, эти схемы, разработанные любителями, еще скажут свое слово в развитии и профессионального, и любительского планеризма.



СЮРПРИЗЫ УЛЬТРАЛЕГКИХ

Летательные аппараты классической конструкции, о которых мы говорили до сих пор, составляют абсолютное большинство. Десятки лет развития классической аэродинамики определили привычные для нашего глаза формы: гладкие сигарообразные фюзеляжи, тонкие крылья, зализы, обтекатели, полированные поверхности. Действительно, если иметь в виду скорости, измеряемые сотнями километров в час, трудно предложить что-то иное. Но есть и другая аэродинамика, практически забытая современными профессионалами, — аэродинамика малых скоростей. Лишь в последние годы благодаря работам конструкторов-любителей и появлению новых воздухо-непроницаемых тканей интерес к аэродинамике малых скоростей резко возрос. При этом самодельщиками были предложены совершенно невероятные с точки зрения классической аэродинамики конструкции.

Серия таких конструкций началась с дельтаплана, представляющего собой гибрид несущего крыла и парашюта, изобретенного талантливым американским инженером Френсисом Рогоалло. Дельтаплан завоевал огромную популярность в 70-е годы. Очевидно, что главная причина не столько в кажущейся простоте аппарата и легкости управления, сколько в неповторимом ощущении свободного полета, так хорошо знакомом дельтапланеристам.

На сегодняшний день дельтапланы — вполне отлаженная и надежная техника. Они, видимо, достигли пика своего развития, о чем свидетельствует хотя бы тот факт, что в наше время все дельтапланы похожи друг на друга как близнецы.

За несколько лет своего развития дельтаплан превратился в добротный спортивный снаряд. Сейчас многие молодые люди — истинные спортсмены, находят удовлетворение в борьбе за метры, очки, секунды, спора с ветром под свист расчалок. Впрочем, не стоит утверждать, что в безмоторном дельтапланеризме «все изобретено». Подтверждение этому аппарат, построенный Леонидом Мартыновым из подмосковного города Жуковский. Свой оригинальный аппарат Леонид назвал «Альбатрос» (рис. 62). И родился он как ответ на один из серьезных недостатков дельтаплана. «Врожденным пороком» классического дельтаплана является низкое аэродинамическое качество. Если удлинить крыло, и тем самым повысить качество, — резко ухудшаются характе-

ристики устойчивости и управляемости. Леонид увидел выход в создании легких балансирующих аппаратов по схеме «утка», что позволило сочетать высокое аэродинамическое качество с улучшенными характеристиками устойчивости и управляемости. «Альбатрос» может служить хорошим примером творческого отношения к делу, поиск своего пути там, где, кажется, уже все известно.

К счастью, среди дельтапланеристов оказалось немало настоящих изобретателей, людей вечно ищущих, неудовлетворенных. Им быстро наскучили однообразные, довольно кратковременные полеты с горы. Спортивное соперничество не смогло увлечь их по-настоящему. Они установили на дельтаплане мотор, продлив счастье полета до «размеров топливного бака». Правда, «ветераны» дельтапланеризма не признают отступлений от привычной схемы стандартного безмоторного дельтаплана. Однако молодые спортсмены предпочитают моторные варианты. Многие привлекает возможность полетов в равнинных областях, других — кажущаяся простота аппарата. Конечно, никаких противоречий с классической аэродинамикой в ультралегких конструкциях нет. Просто на скоростях менее 80—90 км/ч, а именно в этом диапазоне используются «тряпочные» аппараты, силы профильного и вредного аэродинамического сопротивления невелики, а низкие несущие свойства тонких матерчатых крыльев с лихвой компенсируются большой, как у парашюта, площадью аэродинамических поверхностей.

В моторном дельтапланеризме на сегодняшний день можно выделить две основные схемы летательных аппаратов.

Первая — обычный дельтаплан с обычной подвеской пилота. Аппарат, как правило, оснащен небольшим двухтактным двигателем мощностью от 5 до 15 л. с. Иногда слева и справа от пилота размещаются два маломощных двигателя. Двухмоторные аппараты строятся довольно часто, они неплохо летают. Типичный пример такого мотордельтаплана на СЛА-85 продемонстрировал инженер из Харьковского авиационного института Виктор Бондарь. Интересно отметить, что конструктор для своего аппарата сам разработал и изготовил двигатель. Для синхронизации их оборотов он установил специальное электронное устройство. Тем, кто решит идти этим путем, следует помнить, что безопасность легкого ба-

лансирного аппарата с разнесенными по размаху двигателями вызывает сомнение. Отказ одного из них сопровождается резким креном и разворотом. Поэтому техническая комиссия на слетах любителей-конструкторов не рекомендует использовать два двигателя с их поперечным разнесом на балансирующих аппаратах, в том числе и на мотodelьтапланах.

Более безопасной является схема с одним толкающим винтом, вынесенным на конец килевой балки. Велколепные аппараты такой схемы строит Альфонс Лекис из Каунаса. Его дельтапланы снабжены самодельными двигателями в 5 л. с. Такой мощности для взлета с земли не хватает. Поэтому взлетать приходится с горы, как на обычном дельтаплане. А уж в воздухе мощности двигателя вполне достаточно, чтобы набирать высоту и находиться в полете столько, сколько позволяет запас топлива или использование восходящих потоков. В полете мотор можно выключать, а при необходимости вновь запускать.

Аппараты подобной схемы строят многие дельтапланисты-конструкторы. Оригинальность аппаратов Лекиса заключается в том, что двигатель, размещенный в районе центра тяжести, встроен в килевую балку. Сквозь нее назад выводится удлиненный вал винта. В ту же килевую балку встроен и бензобак. А качество изготовления аппаратов литовского любителя могут позавидовать и многие западные фирмы, широко рекламирующие свои изделия.

Конструкция самого гибкого крыла, используемого на мотodelьтапланах, большинству читателей хорошо известна. Не останавливаясь на деталях, подчеркнем, что дельтакрылья не отличаются от обычных, применяемых на дельтапланах. По этому вопросу у нас в стране издано немало специальной литературы.

Перейдем ко второму типу современных мотodelьтапланов, получивших в наше время наибольшее распространение. На таких аппаратах также используется крыло обычного дельтаплана, которое через карданный шарнир подвешено к мотоделетке с установленным на нее двигателем.

На одноместных мотodelьтапланах такого типа обычно используют двигатели мощностью от 25 до 40 л. с. Как правило, мотор расположен за пилотом и снабжен толкающим воздушным винтом. Поскольку скорости полета подобных аппаратов обычно не превышают 90 км/ч, воздушные винты для них подбирают из условия получения максимальной статической тяги, то есть максимально возможной тяги при нулевой скорости.

Как известно, этим условиям лучше всего соответствуют низкооборотные винты большого диаметра, поэтому двигатели мотodelьтапланов обычно снабжаются редукторами, чаще всего клиноремными. При этом частота вращения винта обычно — 2500—3000 об/мин, а диаметр винта на двигателе с мощностью, скажем, 30 л. с. составляет 1,2—1,4 м, его шаг колеблется от 0,4 до 0,8 м. Тяга таких воздушных винтов

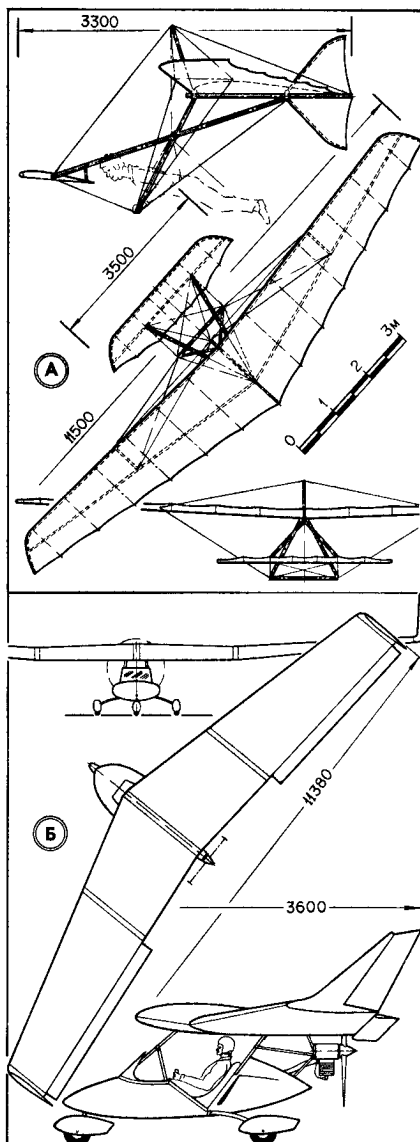


Рис. 62. Две концепции сверхлегкого летательного аппарата:
А — экспериментальный балансирующий планер «утка» — «Альбатрос» Л. Мартынова

Б — двухместный ультралегкий самолет — «бесхвостка» «Винг» Т. 10 фирм «Мичиган» (США). Площадь крыла — 15,7 м², максимальная скорость — 115 км/ч, скорость сваливания — 57 км/ч, крейсерская скорость на 75% мощности — 100 км/ч, расход топлива на крейсерской скорости — 8,5 л/ч, скороподъемность — 2,5 м/с, потолок — 3650 м, разбег — 100 м, пробег — 90 м

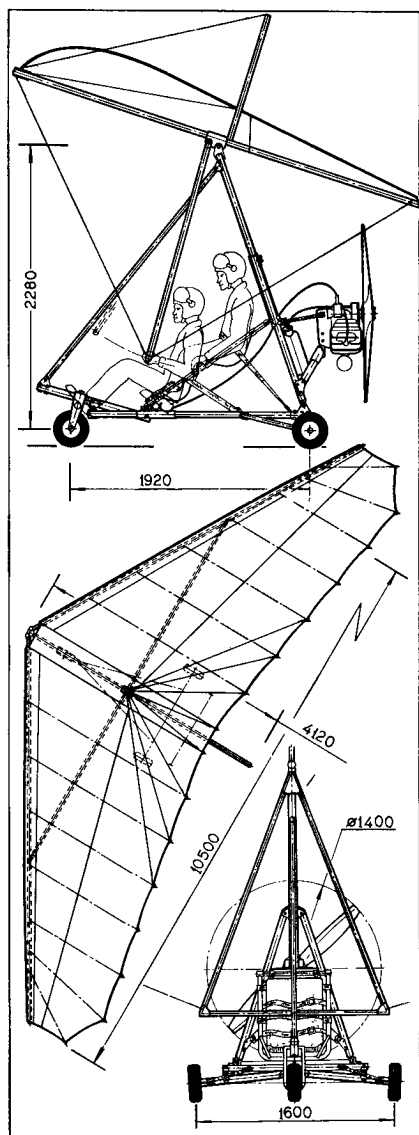


Рис. 63. Двухместный мотодельтаплан МАИ-2

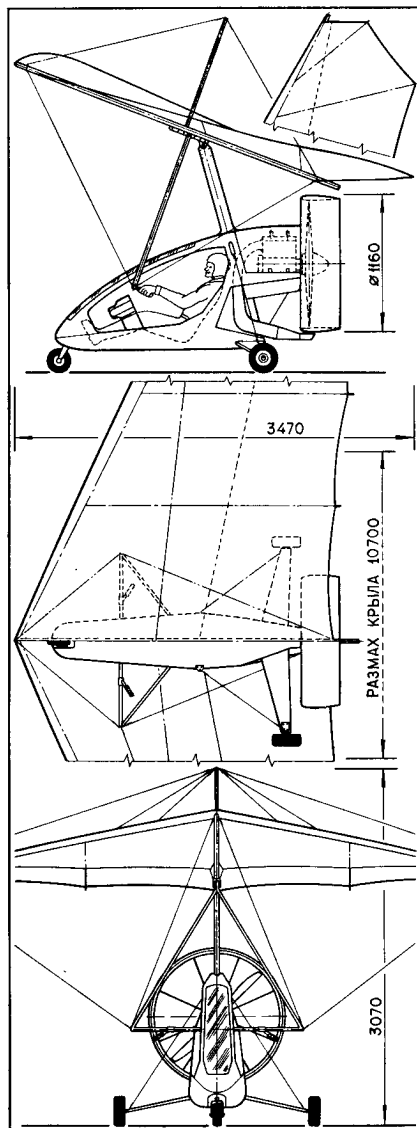


Рис. 64. Оригинальный одноместный мотодельтаплан «Дельта-агро» (Рига). Мотор мощностью 34 л. с., диаметр винта — 1,04 м, шаг — 0,6 м, крыло типа «Тайфун» площадью 16 м², максимальная взлетная масса с полезной нагрузкой — 320 кг

может достигать 3 кг на каждую лошадиную силу мощности мотора.

За последние годы любители отработали очень рациональную схему мототележки, собирающейся из дюралевых труб. Она снабжена трехколесным шасси с носовым колесом. В отличие от классического дельтаплана, пилот на мототележке располагается сидя. Это создает несомненные удобства и позволяет совершать достаточно длительные полеты. Мототележка очень проста по устройству, складывается, ее можно перевозить в городском транспорте.

Несколько более громоздки двухместные мототележки. Однако и среди них есть очень интересные варианты. На СЛА-85 первое место завоевал аппарат МАИ-2 (рис. 63) с двухместной мототележкой, созданный в 1985 г. в дельта-клубе Московского авиационного института под руководством Александра Русака. Александр и его друзья поставили перед собой сложную задачу. До сих пор попытки создания двухместных мототележек приводили к появлению довольно несуразных конструкций. Студенты МАИ нашли рациональное решение в компактном tandemном расположении пилотов и использовании легкого одноцилиндрового двигателя. Так получилась мототележка минимальных размеров и массы при разработке которой большое внимание уделялось обеспечению надежности, безопасности и повышению технологичности.

С двумя пилотами мототельтаплан МАИ-2 имеет взлетную массу 330 кг. Площадь крыла увеличена до 21,3 м², против 14—16 м² у обычных одноместных аппаратов. На мототельтаплане МАИ-2 использован одноцилиндровый двигатель, сделанный на базе двигателя от кроссового мотоцикла «Чезет». Мощность двигателя 42 л. с., диаметр воздушного винта 1,4 м, частота вращения винта 2550 об/мин, статическая тяга 110 кг. Мототельтаплан с двумя пилотами развивает скорость 80 км/ч. Конструкция крыла МАИ-2 ничем не отличается от обычной.

Два года спустя А. Русак построил новый двухместный универсальный мототельтаплан «Фрегат». Отличительная особенность этого аппарата — рациональная силовая установка на основе двигателя «Буран», усовершенствованного путем установки двух карбюраторов, использования клиноременного редуктора для привода винта, вентилятора для охлаждения головок цилиндров и некоторых других приспособлений. Мототельтаплан можно оснащать сельскохозяйственным оборудованием. Русак активно использовал свой аппарат в Якутии по договору с местным совхозом. На СЛА-87 «Фрегат» и его силовая установка были отмечены высшими наградами.

В последнее время мототельтапланы находят все большее применение в народном хозяйстве, чему способствуют уникальные свойства аппарата: простота сборки и разборки, компактность и транспортабельность в сложенном виде, сравнительная простота техники пилотирования, возможность быстрого обучения пилотов, экономичность, доступность, низкая стоимость.

Области применения мототельтапланов могут быть самые различные — от сельского хозяйства

до геологии. К сожалению, наша промышленность таких аппаратов пока не выпускает.

Конечно, самодельщики всеми силами пытаются восполнить этот пробел. Один из вариантов мототельтаплана, предназначенного для использования в народном хозяйстве, построенный в 1987 г. в Риге, показан на рис. 64. Много лет разработкой, постройкой и испытанием мототельтапланов, пригодных для практического использования в народном хозяйстве и промышленного выпуска, занимается студенческий коллектив Московского института инженеров гражданской авиации под руководством Игоря Никитина. В МИИГА студентами были построены несколько вполне удачных мототельтапланов, объединенных общим названием «Поиск». Самодельные конструкторы испытывали свои аппараты в южных и северных районах нашей страны, на Камчатке, в колхозах и лесхозах, в геологических партиях и отовсюду получали самые добродушные отзывы. Шли просьбы о промышленном выпуске аппаратов и даже заказы на индивидуальную постройку. Но сил самодельного студенческого КБ хватало только на консультации любителей. В последнее время разработками самодельных мототельтапланистов заинтересовались некоторые министерства и ведомств.

Принято считать, что следующим после мототельтаплана шагом в развитии ультралегкой, «тряпочной» авиации является сверхлегкий самолет классической схемы с аэродинамическим управлением. Однако фантазия любителей безгранична. К удивлению многих профессионалов и любителей, Николай Засько из Алма-Аты сделал странный гибрид под названием «Журавлик» — ультралегкий балансирный мотопланер (рис. 65). «Журавлик» имеет аэродинамическую схему классического самолета, в то же время изготовлен по типичной дельтапланерной технологии. Управление аппаратом по всем каналам балансирное. Пилот «вприсядку» располагается на трапции дельтапланерного типа, снабженной колесным шасси. По летным данным «Журавлик» превосходит мототельтапланы, хорошо управляем. Засько совершал на нем полеты, поднимаясь до 2000 м.

Дальнейшее развитие моторных вариантов дельтаплана привело к созданию более совершенного летательного аппарата — ультралегкого самолета, то есть самолета схематической трубчатой конструкции с мягкой обшивкой, выполненной по дельтапланерной технологии. Сохранив основные конструктивные принципы дельтаплана, в том числе простоту сборки и разборки, компактность в сложенном виде, ультралегкие аппараты в последнее время получили широкое распространение и уже пользуются большой популярностью. Один из лучших ультралегких самолетов построил инженер-конструктор из Каунаса Гинтаутас Конюс.

К самодельному конструированию Гинтаутас приобщился еще в 1974 г., вскоре после окончания Каунасского политехнического института. Начал с постройки легкого вертолета с балансирным управлением. Очень быстро ему уда-

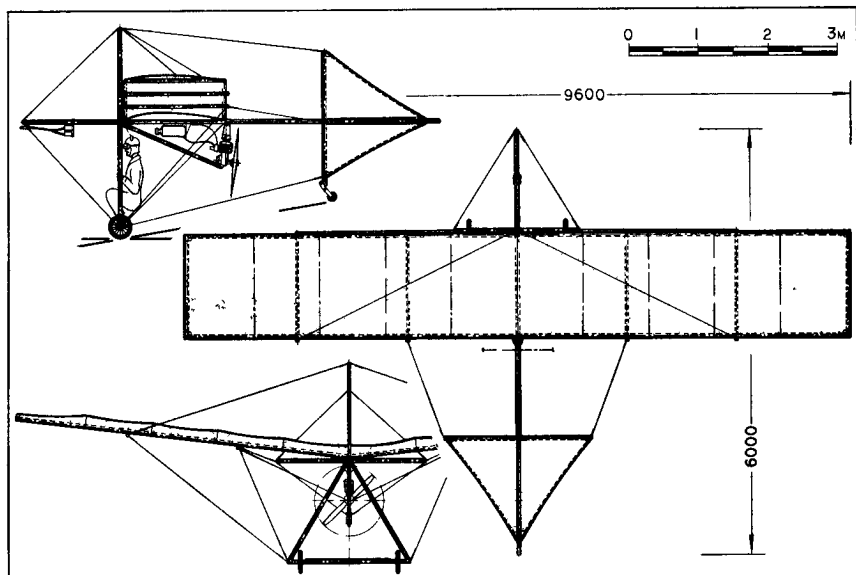


Рис. 65 Балансирный мотопланер «Журавлик» Н Засько. Мотор мощностью 20 л с площадью крыла — 144 м^2 взлетная масса — 145 кг, максимальная скорость — 50 км/ч, посадочная скорость — 25 км/ч, дальность полета — 80 км

лось изготовить двигатель, трансмиссию, множество вариантов лопастей. В то время Гинтаутас познакомился со своим постоянным соавтором всех будущих конструкций — слесарем Каунасского радиозавода Пятрасом Шакалисом. Вдвоем вскоре отладили силовую установку вертолета. Но взлететь тогда не удалось — аппарат оказался чересчур сложным для молодых конструкторов. К тому времени в печати появились сообщения о том, что подобная идея балансирного вертолета уже запатентована в США. Самодельные конструкторы переключились на создание дельтаплана и в 1976 г построили один из первых в Литве аппаратов такого типа. Вскоре самостоятельно освоили полеты с крутого берега Немана в окрестностях Каунаса. Однако аэродинамическое качество дельтаплана тогда составляло 3—4 единицы, и самый дальний полет с наиболее высокой точки длился не более 20—25 с. Стремясь повысить аэродинамическое качество классического дельтаплана, в 1977 г Конюс начал разработку аппарата с жесткой обшивкой. Однако модель оказалась неустойчивой. После нескольких полетов от этой идеи пришлось отказаться. Но авторам уже было ясно, что только использование двигателя позволит совершать достаточно длительные полеты. Так через некоторое время появился оригинальный ультралегкий самолет «Антис» (рис 66), аэродинамически скомпонованный по хорошо известной, но пока еще редко применяемой схеме «утка».

Используя несущие свойства горизонтального оперения — переднего крыла «утки», авторам удалось уменьшить размер крыла и всего аппарата в целом. Это сказалось на улучшении летных характеристик. Для обеспечения хорошей путевой устойчивости вертикальное оперение — большой руль поворота, конструкторы вынесли назад за крыло, установив его на расчаленной ферме. Так получилась машина оригинальной перспективной аэродинамической схемы. Правда, внешне она напоминала «антикварные» летательные аппараты райтовских времен отсюда, очевидно, и название «Антис».

Интересная особенность «Антиса» — серийный лодочный мотор «Вихрь-25» мощностью 25 л с с водяным охлаждением. Он установлен на самолете практически без переделок. С покупного мотора лишь сняли все лишнее, укомплектовав его водяным радиатором (радиатор от печки автомобиля «Жигули»), клиноремненным редуктором и глушителем. Мотор расположен за спиной пилота и приводит в движение низкооборотный толкающий воздушный винт сравнительно большого диаметра (см табл. 2).

Главной отличительной особенностью «истинного» ультралегкого самолета, унаследованной от дельтаплана, является легкоразборность и компактность в сложенном виде. В этом отношении «Антис» удовлетворяет самым жестким требованиям. Полчас достаточно, чтобы два человека полностью разобрали «Антис» и уложили

Таблица 2
 Параметры сечения воздушного винта
 (вариант без редуктора)

Параметры	Сечение				
	I	II	III	IV	V
K, мм	81,2	87	82	75,2	65,5
P, мм	43,8	34,6	29,3	22,5	15,5
M, мм	12,1	10,6	7,2	4,9	3,2
T, °	21	16,2	14	11,3	9
R ₀ , мм	3,2	2,5	2	1,6	1,2
R ₂ , мм	1,4	1,2	0,9	0,7	0,6

X, %	Y, мм				
5	13	8,25	7,5	5,6	4,2
10	16	12	10	7,4	5,8
20	19,8	14,9	12,1	9	7
30	21	15,7	12,5	9,5	7,2
40	20,8	15,5	12,2	9,4	7,1
50	19,8	14,8	11,8	9,1	6,7
60	16,9	13,6	11	8,3	6,5
70	14	11,6	9,3	7,1	5,4
80	10,6	9,1	7,8	5,4	4,4
90	6,8	6	4,5	3,5	3

ли его детали в несколько пакетов, которые можно транспортировать на легковом автомобиле или хранить в современной городской квартире. Для полной сборки и подготовки «Антиса» к полетам также хватает 30 мин. Именно эти свойства и привлекают конструкторов-любителей при создании ультралегких самолетов, несмотря на то, что в аэродинамическом качестве и по летным данным они уступают самолетам классической конструкции.

Первые полеты на «Антисе» его создатели совершили в 1981 г. Конечно, никаких навыков пилотирования самолета они тогда не имели. Летать учились самостоятельно в процессе испытаний своего аппарата. Надо отметить, что «Антис» оказался очень простым в управлении, устойчивым в воздухе. По отзыву летчика-испытателя М. Молчанюка, выполнявшего облет «Антиса» на СЛА-85 в Кневе, пилотирование аппарата доступно новичку, а низкие скорости, поток воздуха, бьющий прямо в лицо, и великолепный обзор, не ограниченный фонарем и фюзеляжем, оставляют неизгладимое впечатление от полета в безветренную погоду. Но испытатель отметил, что при сильном ветре аппарат с удельной нагрузкой на крыло около 15 кг/м² чутко реагирует на каждый порыв, и пилот с трудом справляется с управлением. Тем, кто строит подобные конструкции, следует учесть это замечание. Как показывает опыт, предельной для таких самолетов является скорость ветра 5 м/с.

На СЛА-84 и СЛА-85 «Антис» был признан лучшим ультралегким самолетом в нашей стране. Он вызвал интерес у многих специалистов и любителей. Аппарат приглянулся и геологам, и лесникам, и кинематографам. Сразу после СЛА-85 авторам «Антиса» со своим самолетом довелось принять участие в съемках художественного фильма.

В конструкции «Антиса» много оригинальных «мелочей» — всевозможных карабинов, узлов крепления труб, хитроумных деталей. Большие колеса велосипедного типа обеспечивают хорошую проходимость на грунтовом аэродроме. Каркас крыла представляет собой прямоугольную плоскую раму, изготовленную из дюралевых труб 40×1,5 мм. Жесткость и прочность крыла обеспечиваются системой тростовых расчалок. Обшивку крыла, киля, стабилизатора можно изготовить из дакрона или ткани «Яхта» — материалов, хорошо известных дельтапланеристам. Профиль крыла обеспечивается латами из тонких дюралевых трубок Д16Т Ø 12×1 мм, вставленных во вшитые в обшивку латкарманы. Примерно такую же конструкцию имеет переднее свободное крыло. Для управления по тангажу переднее крыло выполнено цельноповоротным, поэтому традиционных рулей высоты на самолете нет. Нет на самолете и привычных элеронов, так как управление по крену осуществляется перекашиванием крыла с помощью задних нижних расчалок, соединенных с ручкой. Надо отметить, что по отзыву летчиков-испытателей такой способ накрена аппарата для «Антиса» недостаточно эффективен, и тем, кто будет повторять подобные конструкции, советуем найти другие варианты управления креном.

Фюзеляжа как такового у самолета нет. Его функции выполняет несложная пространственная ферма, сделанная из дюралевых труб. При изготовлении рам и ферм в качестве основного полуфабриката использовались дюралевые шесты для прыжков в высоту из магазина «Спорттовары», представляющие собой трубы Д16Т размером 40×1,5 мм. В тех же «Спорттоварах» были приобретены детали колес детского велосипеда, двигатель и многие другие части от спортивно-бытовой техники, ставшие элементами конструкции «Антиса».

Надо сказать, что Г. Кончюсом разработан полный комплект рабочей технической документации «Антиса» почти в полном соответствии с Единой системой конструкторской документации. В комплект документации входят даже инструкции по изготовлению, сборке и испытанию аппарата. Далеко не каждый самодельщик может похвастаться этим, обычно вся документация состоит из нескольких эскизов на кусках ватмана. В лучшем случае к слету делается довольно приблизительный чертеж общего вида, что нельзя считать нормальным. Чертеж дисциплинирует конструктора, помогает привести в порядок и разработку, и мысли. А для некоторых элементов и узлов, в том числе стыков, кинематики управления и тому подобного, чертежная провязка просто необходима. В противном случае управление может заклинивать, а отдельные врезки и детали не состыкуются между собой, что иногда случается даже у опытных конструкторов.

Большое количество ультралегких аппаратов наши конструкторы-любители представили на СЛА-87. Лучшим из них техком единодушно признал «Пенца» (рис. 67), построенного нижегородцем из Кумертау Виктором Хрибковым. Много

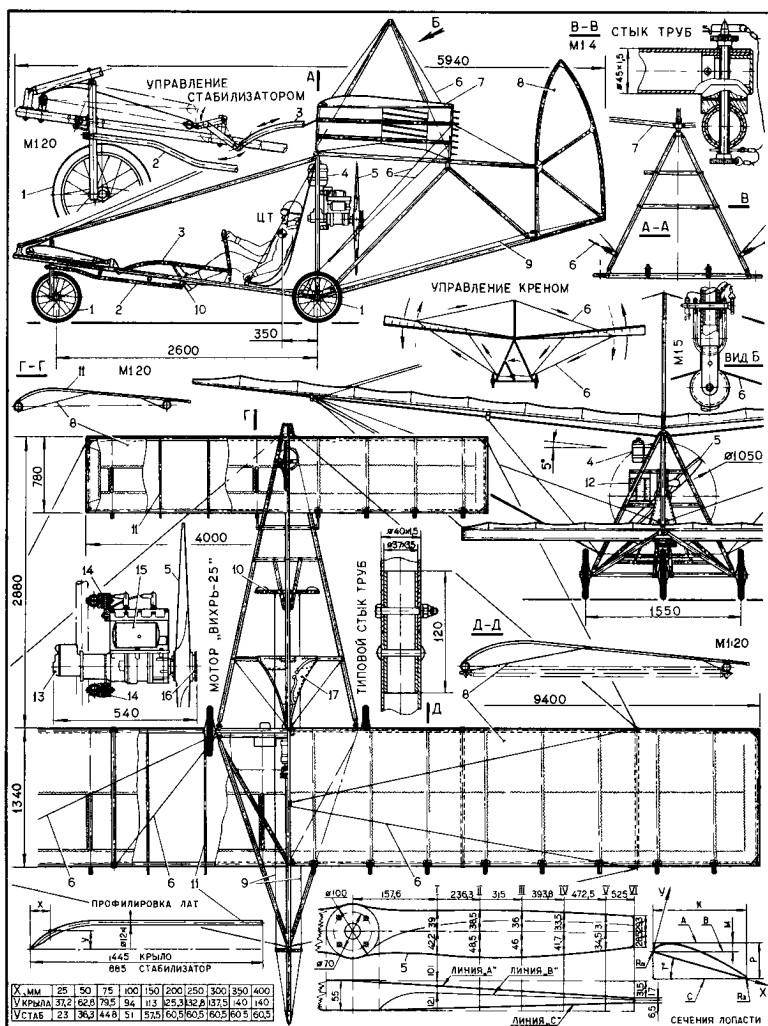


Рис. 66. Ультралегкий самолет «Антис» Г. Кончуса. Двигатель мощностью 25 л. с., длина — 6,0 м, общая несущая площадь крыльев — 15,3 м², статическая тяга воздушного винта — 60 кг, обороты двигателя — 5000 об/мин, обороты воздушного винта — 3100 об/мин, максимальная скорость — 80 км/ч, скорость сваливания — 35 км/ч, максимально допустимая скорость — 90 км/ч, скороподъемность у земли — 1,5 м/с, масса пустого — 100 кг, масса пилота — 65–80 кг, взлетная масса — 165–180 кг, разбег — 20–30 м, пробег — 15–25 м, максимальная эксплуатационная перегрузка — 5:

1 — колесо от складного велосипеда с усиленными спицами 2 — тяга управления носовым колесом, 3 — тяга управления стабилизатором, 4 — бензобак (капистра 10 л), 5 — воздушный винт (береза, ослен стеклотканью), 6 — задние тросовые расчалки крыла (Ø 3 мм), 7 — крыло (отрицательная кривая 3,5°, V образность 5° обеспечиваются регулировкой тросовых расчалок), 8 — обшивка кива, крыла и стабилизатора, 9 — трос управления рулем направления, 10 — педали управления рулем направления 11 — латы крыла и стабилизатора, 12 — водный радиатор, 13 — мажиг от тракторного лусача, 14 — амортизаторы подвески двигателя, 15 — глушитель, 16 — шкив для запуска двигателя, 17 — сиденье из парусного лавсана

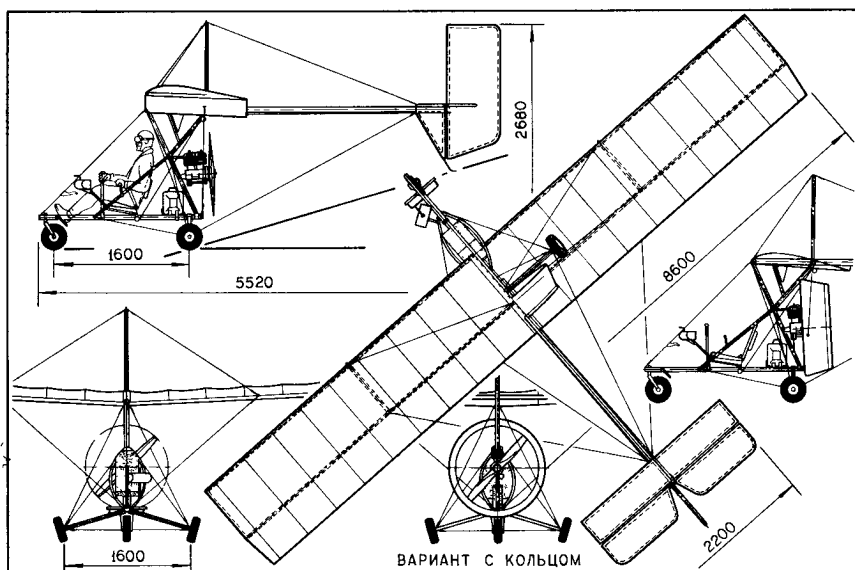


Рис. 67. Ультралегкий самолет «Птенец» В. Хрибкова. Площадь крыла — 10,2 м², масса пустого — 81 кг, взлетная масса — 170 кг, диаметр винта — 1 м, шаг винта — 0,45 м, скорость сваливания — 48 км/ч, максимальная скорость — 105 км/ч, скороподъемность — до 2 м/с

лет Виктор увлекался дельтапланеризмом, затем построил несколько удачных мотодельтапланов и, наконец, «Птенца». От аналогичных самолет В. Хрибкова отличается прежде всего компактностью, площадь его крыла составляет всего 10,2 м². Он имеет рациональную конструктивно-силовую схему. Каркас изготовлен из дюралевых труб, обшивка из парусного лавсана. Малые размеры позволили использовать минимум труб и расчалок. На крыле применена двойная обшивка, в результате самолет имеет достаточно высокое аэродинамическое качество и великолепно летает с лодочным мотором «Привет» мощностью 22 л. с., переделанным под воздушное охлаждение. Малые размеры крыла «Птенца» позволили добиться неплохой управляемости по крену при перекашивании крыла.

В 1989 г. серийный выпуск «Птенца» под обозначением Р-10 был налажен кооперативом в Таганроге. Первые два серийных аппарата удачно летали в Риге на СЛА-89. На серийном самолете используется двигатель РМЗ-640 с клиноремным редуктором. Специалистами ЦАГИ для серийного «Птенца» разработано оригинальное трехпоплавковое шасси для взлета с водной поверхности закрытых водоемов. Такое поплавковое шасси (рис. 68) обеспечивает отличную устойчивость аппарата при движении по воде и простую технику пилотирования на взлете и посадке.

Разумеется, возможности одноместного ультралегкого самолета крайне ограничены, поэтому двухместные аппараты привлекают все большее внимание. Таких машин на СЛА-87 было несколько — «Мир-02» (рис. 69) из Минска, «Октябрь» М-5-1 (рис. 70) из Москвы, «Медвегалис» из Шяуляя, «Пчела-08» из Талгара. На этих самолетах использовались двигатели мощностью от 35 до 45 л. с., и, как показали полеты, для двухместного аппарата этого оказалось недостаточно. Ни один двухместный «ультралайт» не смог взлететь с двумя пилотами, хотя с одним все детали совсем неплохо.

Интенсивные полеты «ультралайтов» на СЛА-87 еще раз подтвердили, что для обучения эти аппараты малоприспособны, даже если на них установить более мощные двигатели. Как мы уже отмечали, для «ультралайтов» предельной является скорость ветра 5 м/с, и естественная атмосферная турбулентность крайне затрудняет управление ими. Так, даже в Тушино несильный завихренный ветровой поток с крыш домов Строгню доставлял много трудностей опытным летчикам-испытателям, пилотиовавшим «ультралайты».

Большое разнообразие «ультралайтов» конструкторы-любители продемонстрировали на СЛА-89, состоявшемся в Риге. Наиболее совершенным самолетом этого класса был признан АП-21 «Урфин Джус» (рис. 71), построенный

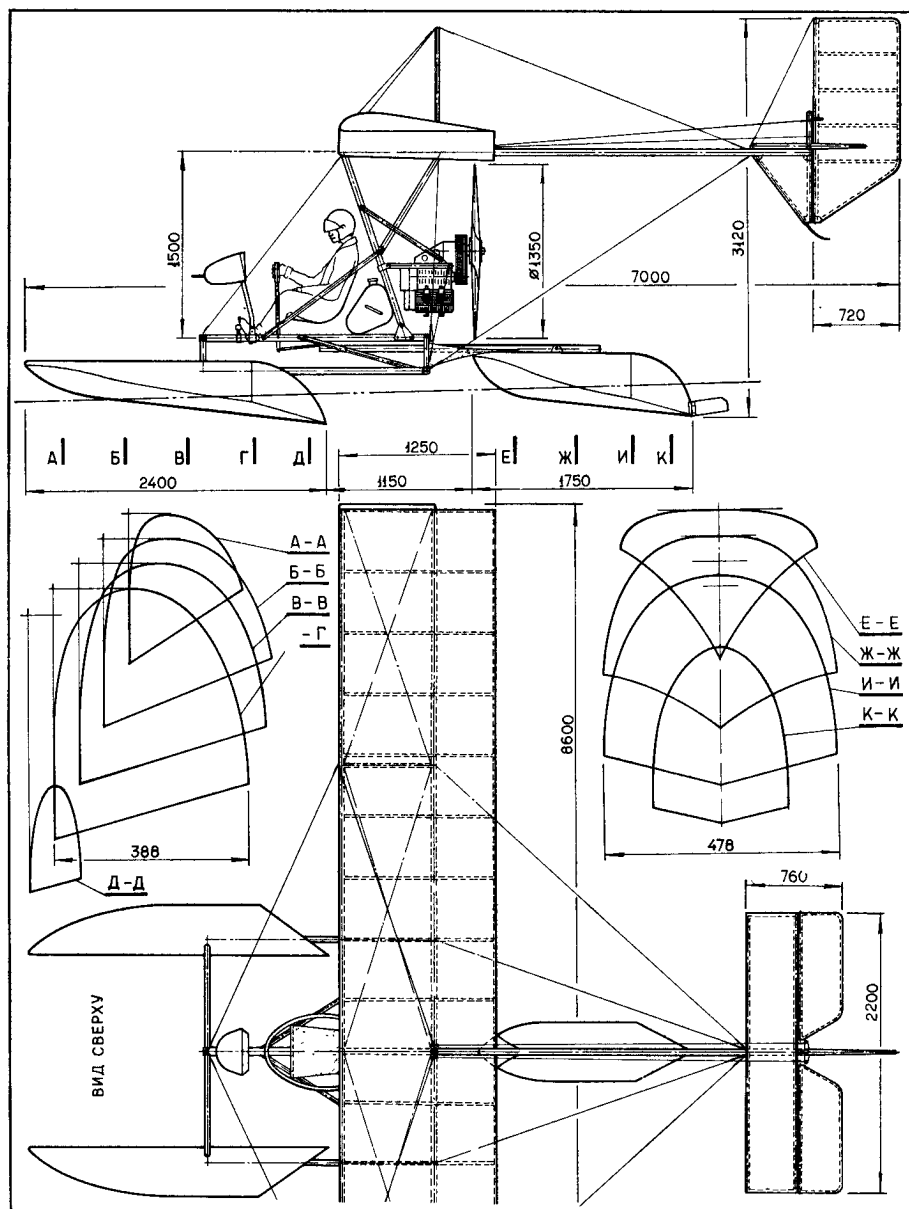


Рис. 68. Ультралегкий самолет «Птенец» с трехплановым шасси (разработано таганрогскими авиалюбителями в содружестве со специалистами ЦАГИ)

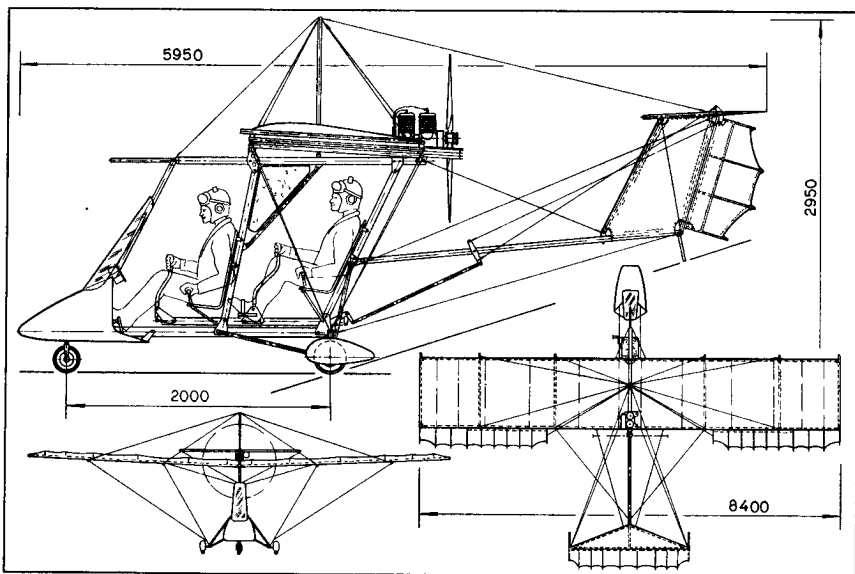


Рис. 69. Ультралегкий двухместный самолет «Мир-02». Двигатель от автомобильной холодильной установки «Шкода» мощностью 36 л.с. с понижающим шестеренчатым редуктором, площадь крыла самолета — 13,36 м², масса пустого — 151 кг, запас топлива — 8 кг, максимальная скорость — 110 км/ч, скороподъемность — 2,5 м/с

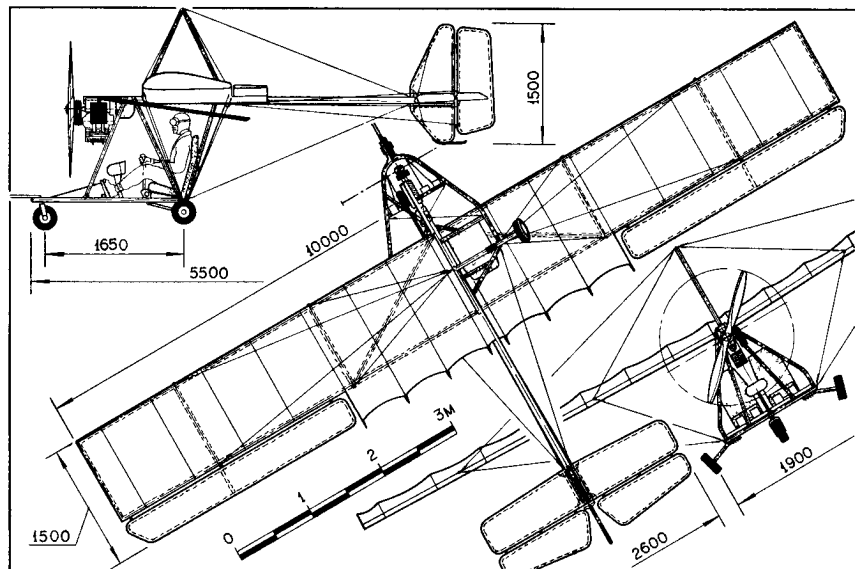


Рис. 70. Ультралегкий двухместный самолет М-5-1 «Октябрь». Мотор РМЗ-640 мощностью 30 л.с., площадь крыла — 15 м², масса пустого — 191 кг, взлетная масса — 264,5 кг, полетная центровка — 25%, максимальная скорость — 100 км/ч, скорость сваливания — 45 км/ч, тяга винта — 90 кг

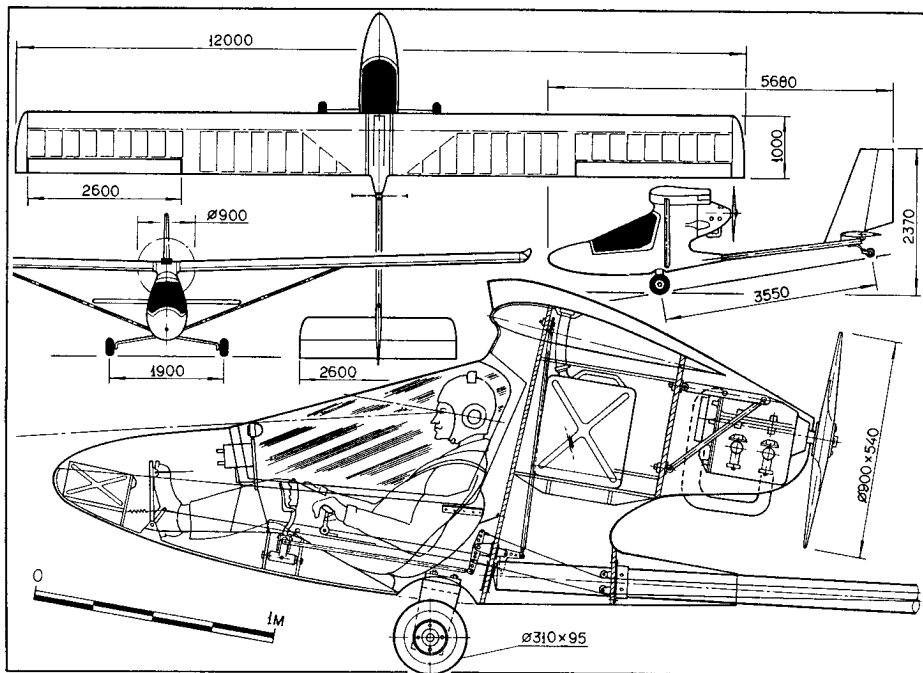


Рис. 71. Самолет «Урфин Джюс». Двигатель «Ротакс» мощностью 48 л. с., диаметр винта — 0,9 м, шаг — 0,54 м, частота вращения винта — 6800 об/мин, площадь крыла — 12 м², профиль крыла — Р-11-14%, взлетная масса — 280 кг, масса пустого — 200 кг, максимальная скорость — 170 км/ч, скорость сваливания — 60 км/ч, скороподъемность у земли — 3,5 м/с

в Киевском центре авиационного научно-технического творчества под руководством Сергея Орлова. Аппарат отмечен премией ЦК ДОСААФ СССР как лучший летательный аппарат спортивного назначения. «Урфин Джюс» изготовлен в основном из пластика, имеет жесткое крыло большого удлинения, что способствует повышению аэродинамического качества, улучшению летных данных, снижению расхода топлива.

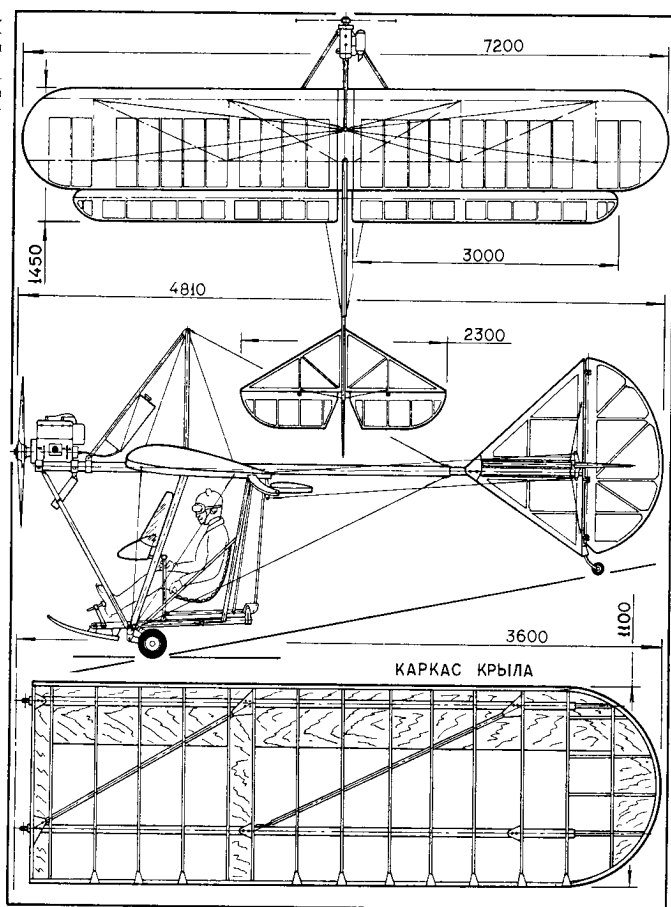
Жесткие крылья используют и другие конструкторы, например В Домбров из Смоленска, построивший очень аккуратный самолет «Экспромт-200» (рис. 72). Впервые автор показал этот аппарат на СЛА-85 в Киеве, с тех пор довел конструкцию до совершенства. Но мощность используемого мотора было явно недостаточно. Скороподъемность не достигает и 1 м/с, а малая удельная нагрузка на крыло приводит к тому, что аппарат порхает как мотылек и мощности мотора не хватает для парирования порывов ветра, что делает полет в ветреную погоду опасным аттракционом.

Более удачным в этом отношении оказался «Атгиммас» («Возрождение») Альгирдаса Лукошявичуса из Вильнюса. Самолет представляет

собой несколько усовершенствованный вариант «Махаонаса» (рис. 73), отмеченного премией на СЛА-87 в Москве. После московского слета Альгис на «Махаонасе» потерпел тяжелую аварию, нарушив правила полетов. Авария послужила хорошим уроком, в Риге Лукошявичус образцово соблюдал все летные инструкции и успешно сдал экзамен на пилота-любителя. Его «Атгиммас» отличается от «Махаонаса» более рациональной конструкцией, отменным качеством изготовления. Это один из немногих «ультралайтов», полностью отвечающих требованиям ФАИ.

Еще один усовершенствованный вариант уже известного нам по СЛА-87 «ультралайта» — «Мир-02М» из Минска. От своего предшественника новый самолет (рис. 74) отличается жестким цельнометаллическим крылом и оперением. Доработка дала заметные результаты: резко возросло аэродинамическое качество, упростилась техника пилотирования. Но недостаточная мощность мотора по-прежнему не позволяет использовать самолет в двухместном варианте. К сожалению, как и на СЛА-87, двухместные «ультралайты» пока не летали. Даже куйбышев-

Рис. 72. Самолет «Экспромт-200». Мотор мощностью 25 л. с., площадь крыла — 9,36 м², взлетная масса — 220 кг, масса пустого — 130 кг, скорость сваливания — 45 км/ч, максимальная скорость — 80 км/ч, скороподъемность — 1 м/с



ский «Аэропракт» Т-8, снабженный довольно мощным двигателем, мог летать только с одним пилотом. Т-8 — типичный «тряпочный» «ульtralайт» с расчалочным крылом из дюралевых труб, обтянутых дакроном. Будь у Т-8 жесткое крыло, наверное, он прекрасно летал бы и с двумя пилотами.

А лучший легкоразборный «ульtralайт» с мягким крылом в Ригу привезли любители из самодеятельного клуба Тбилисского авиационного завода. Их «Спило» («Слоненок») оснащен мотором РМЗ-640 с клиноремненным редуктором, конструкция аппарата рациональная и достаточно легкая. Тбилисские конструкторы-любители благодаря участию в слетах СЛА очень быстро прогрессируют. На СЛА-87 их «Актер» едва смог развернуться на 90° после взлета, на СЛА-89 «Спило» продемонстрировал великолепную упра-

вляемость и прекрасные летные данные. Техническую комиссию первоначально несколько озадачило расположение элеронов в корневой части крыла, но эти сомнения развеял первый же полет.

Ульtralегкие самолеты имеют самые разнообразные схемы: «утки», «бесхвостки», классические монопланы, бипланы. Один из популярнейших на Западе ульtralегких самолетов — «Квик Сильвер». Он имеет схему расчалочного моноплана с высоким расположением крыла. Отличительной особенностью этой модели является то, что «кабина пилота» и двигатель расположены вблизи центра тяжести. При этом удлиненный вал воздушного винта выведен за заднюю кромку крыла. Как на мотodelьтаплане, мотор снабжен клиноремненным редуктором.

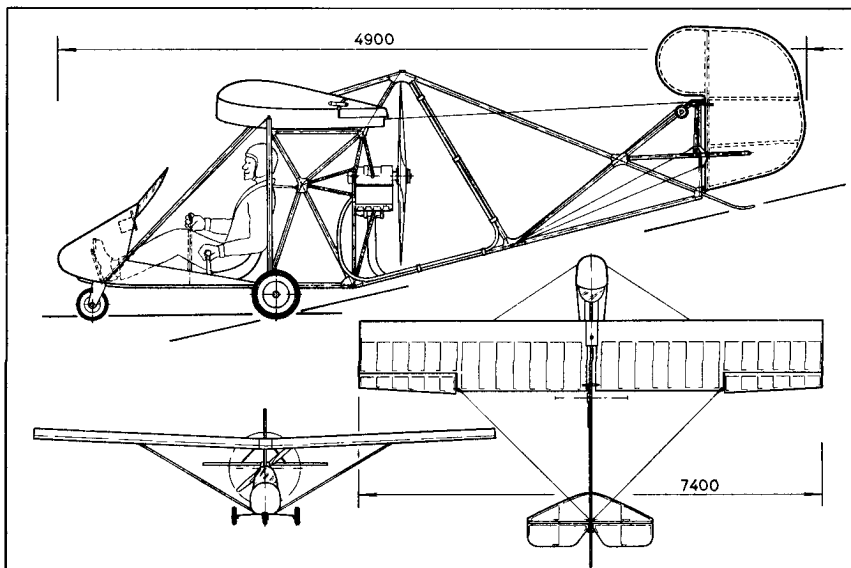


Рис. 73. Самолет «Махонасс» — один из лучших одноместных самолетов США-87. Мотор мощностью 15 л.с., масса конструкции — 88 кг, взлетная масса — 165 кг, тяга воздушного винта при 3050 об/мин — 55 кг, диаметр винта — 1,16 м, шаг винта — 0,6 м, скорость сваливания — 55 км/ч, максимальная скорость — 110 км/ч, скороподъемность — 2 м/с

Технические параметры «Квик Сильвера» являются сегодня типичными для ультралегких самолетов. Аппарат имеет простейшую ферменно-расчалочную конструкцию. Для изготовления аппарата использованы дюралевые трубы. Обшивка всех несущих поверхностей выполнена из дакрона. При этом ткань натягивается только с одной стороны, как на схематической авиамодели.

У этого аппарата наиболее интересна система управления. Она имеет ряд особенностей. Управление по курсу осуществляется с помощью педалей, соединенных тросовой проводкой, и интерцепторами на верхней поверхности крыла. При одновременном нажатии на обе педали отклоняются оба интерцептора, на левом и правом крыле. Таким образом аппарат тормозится, а подъемная сила крыла частично гасится.

Через боковую рукоятку осуществляется управление рулями высоты и направления. При этом отклонение руля направления на аппарате данной схемы, обладающей высокими, так называемыми перекрестными аэродинамическими связями, вызывает очень эффективное наклонение машины, более «резвое», чем дали бы элероны, если бы они были на аппарате.

У «Квик Сильвера» есть и двухместный вариант. На нем оба члена экипажа располагаются бок о бок. В последнее время такие машины, имеющие широкие возможности для практического использования, приобретают все большую

популярность. В США, например, большинство фирм, выпускающих ультралегкие самолеты, а таких фирм там насчитывается около 130, перешли на изготовление двухместных моделей. По грубым подсчетам, большую часть из 50 тысяч эксплуатирующихся сейчас в США ультралегких самолетов составляют именно двухместные аппараты.

Огромное число ультралегких машин, их интенсивная эксплуатация позволили накопить солидную статистику, которая, несомненно, будет интересна нашим любителям и поможет избежать ошибок. Так, по данным американского национального комитета по безопасности на транспорте, ежегодно происходит около 100 летных происшествий с ультралегкими самолетами. При этом число катастроф по причине разрушения конструкции в шесть раз выше, чем на самолетах обычного типа. 18% катастроф происходит из-за дефектов в конструкции. Из-за превышения расчетных перегрузок и скоростей — 45% катастроф. А из-за некачественного обслуживания — 9%. Одна из наиболее часто повторяющихся причин — попадание летчика под толкающий воздушный винт или выпадение из самолета из-за плохой привязной системы. Полная потеря управления (по разным причинам) также унесла немало жизней. Как видите, постройка и эксплуатация ультралегкого лета-

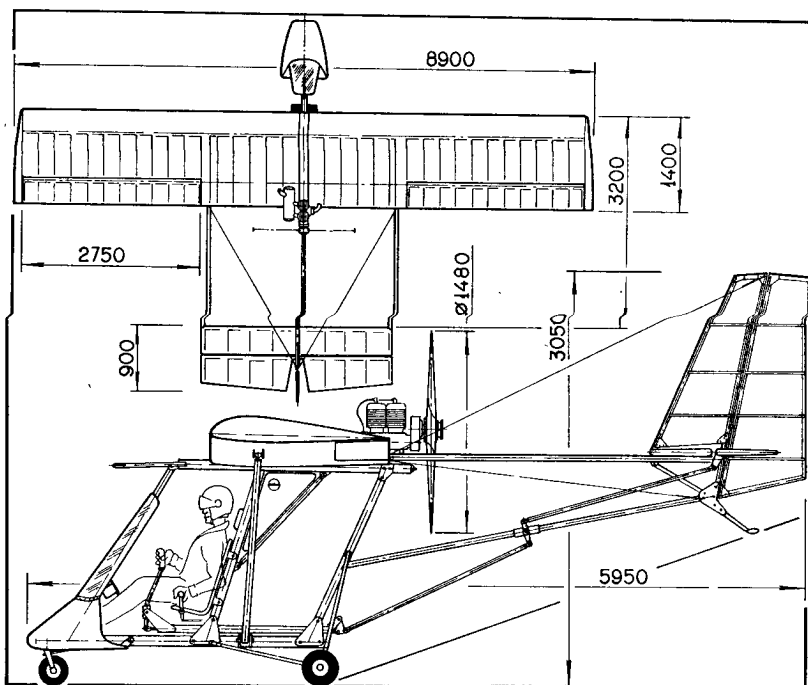


Рис. 74. Самолет «Мир-02М». Мотор мощностью 30 л. с., частота вращения двигателя — 4500 об/мин, частота вращения винта — 3000 об/мин, диаметр винта — 1,48 м, шаг винта — 0,65 м, статическая тяга винта — 95 кг, площадь крыла — 12,46 м², профиль крыла — Р-111-14%, взлетная масса — 320 кг, масса пустого — 232 кг, скорость сваливания — 55 км/ч, максимальная скорость — 105 км/ч, скороподъемность — 2 м/с

тельного аппарата требует особого внимания, строгого соблюдения правил безопасности.

Чем же все-таки объясняется растущая популярность ультралегких самолетов в США? Обычно говорят о простоте конструкции и дешевизне таких аппаратов. Однако в последние годы производители этих машин настолько взвинтили на них цены, что «ультралайты» по стоимости уже не уступают поддержанным четырехместным самолетам с моторами в 150—200 л. с.

Главная причина внимания к ультралегким аппаратам в другом. Американцы называют это явление «юридической автономией», подразумевая под этим то, что на владельцев «ультралайтов» не распространяются правила и юридические ограничения, введенные на другие виды авиационной техники. Летать на сверхлегком самолете в США может кто угодно без какого-либо летного свидетельства и летного образования. Пилот такого аппарата может не проходить медицинскую комиссию, не подавать заявку на полеты, аппарат не регистрировать, и даже сертификат летной годности такому аппарату

не требуется. Это и привлекло к «ультралайтам» тысячи любителей.

Многочисленные катастрофы и аварии заставили власти США принять некоторые, весьма относительные ограничения. Так, были утверждены нормы летной годности ультралегких самолетов — FAR-103. Обычно такие нормы, даже для самолетов массой до 5 т, представляют собой солидный свод правил и требований, а для FAR-103 хватило нескольких страниц. Практически ими лишь определен тип летательного аппарата, на который, по сути дела, не распространяются никакие правила. В соответствии с FAR-103 ультралегким в США считают самолет, который отвечает следующим требованиям: масса пустого самолета до 115 кг, запас топлива до 18,9 л, максимальная скорость 101,8 км/ч, скорость сваливания до 44,4 км/ч. Правила лишь определяют районы и метеорологические условия эксплуатации подобных аппаратов.

Ненамного шире требования, предъявляемые к ультралегким аппаратам Международной федерацией авиационного спорта (ФАИ). Согласно документам, разработанным ФАИ, ультралегким

считается самолет (пустой) массой до 150 кг. Удельная нагрузка на крыло не должна превышать 10 кг/м². По таким аппаратам с 1985 г. Международная федерация авиационного спорта проводит чемпионаты мира. В программу этих соревнований входят всевозможные маршрутные полеты. В них оцениваются скорость и точность выхода на ориентиры. Пилоты так же соревнуются в точности выдерживания заданного времени полета, точности выполнения взлета и посадки.

К соревнованиям допускаются аппараты, имеющие конструкцию любого типа: и легкоразборные с мягкой обшивкой, и более сложные с жесткой обшивкой крыла. Главное, чтобы масса аппарата и удельная нагрузка на крыло не превышали заданных пределов.

С 1981 г. ФАИ фиксирует достижения сверхлегких аппаратов. Был создан специальный международный комитет (СИМА), объединивший представителей стран, культивирующих это новое направление спортивной авиации. Надо сказать, что ультраleggие аппараты показали высокие результаты в рекордных полетах. Ж. Матнас (Франция) на сверхлегком самолете с поршневым мотором (масса аппарата до 150 кг) пролетел по прямой 694,8 км. Р. Калверт (Англия) на самолете такой же категории набрал высоту 3000 м за 8 мин 7 с, а 6000 м — за 22 мин 36 с. Еще более значительные рекорды достигнуты на машинах, масса которых несколько превышала 300 кг. Американец С. Экнрг по замкнутому маршруту пролетел 1355,4 км, а его соотечественник Р. Роли набрал высоту 7906,5 м. Англичанин Д. Г. Кук продемонстрировал скорость на трехкилометровой мерной базе 126,36 км/ч.

Эти рекорды говорят о поистине неисчерпаемых возможностях нового направления.

Главным достоинством любительских аппаратов схематической дельтапланерной конструкции является простота сборки и разборки, компактность в сложенном виде, удобство их хранения и транспортировки. С другой стороны, в летных данных они, конечно, уступают машинам с жесткой обшивкой крыла. Одним из лучших «ультралайтов» с жесткой обшивкой может считаться самолет «Винг» (см. рис. 62, б) американской фирмы «Митчелл». Обшивка крыла на этом самолете выполнена из тонкого металла, приклеенного к силовому каркасу. При этом достигается очень высокое качество внешней поверхности, соответственно повышаются летные характеристики. Этот оригинальный аппарат выполнен по схеме «бесхвостка». В двухместном варианте его масса 172 кг, он развивает скорость 115 км/ч. На «Винге» установлен мотор мощностью 36 л. с., запас топлива 23 л позволяет преодолевать без посадки 260 километров. «Винг» имеет, по сути дела, классическое жесткое самолетное крыло.

В последние годы во многих странах получили широкое распространение парaplаны. В таком аппарате для размещения пилота и силовой установки используется обычная мототележка, почти как на мотодельтаплане. Подъемная сила создается гибким крылом — современным парашютом планирующего типа. Управление аппаратом осу-

ществляется подтягиванием кромок купола с помощью обычных парашютных клевантов. Поскольку аэродинамическое качество таких систем низкое, тяга воздушного винта требуется достаточно высокой. Тем не менее эти аппараты летают. Их основным достоинством считается простота и компактность в сложенном виде.

В ряде стран получил развитие еще один тип ультраleggих летательных аппаратов — мускулолеты. Попытки опровергнуть Н. Е. Жуковского, когда-то предсказавшего, что человек полетит, опираясь не на силу своих мускулов, а на силу своего разума, предпринимались неоднократно. Но только в последние годы благодаря появлению сверхлегких и сверхпрочных материалов были достигнуты определенные успехи. Как видим, в силе разума современным любителям мускулоного полета отказать нельзя.

Определенным стимулом к активизации творчества в создании мускулолетов стал приз в 50 тысяч фунтов стерлингов, установленный миллиардером Гейри Кремером. Для получения приза требовалось «немного»: на мускулолете «выписать» 1650-метровую восьмерку на высоте 3 м между двух столбов. После многочисленных неудачных попыток приз в 1977 г. получил американец Пол Маккриди. Однако основатель приза Г. Кремер установил новый рубеж, пообещав 100 тысяч фунтов за перелет через Ла-Манш. И этот приз был завоеван на мускулолете «Альбатрос» Пола Маккриди (рис. 75) американским профессиональным велогонщиком Брайаном Аленом в 1979 г.

В дальнейшем развитие мускулолетов стимулировалось Международной федерацией авиационного спорта, включившей аппараты с мускульным приводом в таблицу мировых рекордов. В результате в 80-х годах были установлены рекорды скорости, равнявшиеся 35,7 км/ч, а затем 44,32 км/ч.

Мускулолеты практического применения иметь не могут. Строятся они только любителями. Характерная черта этих аппаратов — использование привода сверхмалой мощности — предопределяла и параметры аппарата. Он имеет сверхмалый вес и огромное удлинение крыла для получения высокого аэродинамического качества. Размах крыла, как правило, достигает 30 м при массе пустого аппарата 30—40 кг. «Двигателем» является хорошо тренированный велосипедист, а двигателем — огромный легкий винт сверхмалых оборотов с цепным приводом от педалей. Обшивка крыла чаще всего изготавливается из тончайших синтетических пленок, а силовая конструкция из современных пластиков на основе углеволокна, кевлара и подобных им материалов.

Полет на таком аппарате трудно назвать полетом. Сил он требует много, высота не превышает 3 м, а скорость едва приближается к велосипедной. Тем не менее создание таких аппаратов является прекрасной «гимнастикой ума», особенно для студентов. За рубежом именно будущие инженеры принимают самое активное участие в постройке мускулолетов. Впрочем, и моторные сверхлегкие аппараты требуют не меньшей изобретательности, выдумки, творчества.

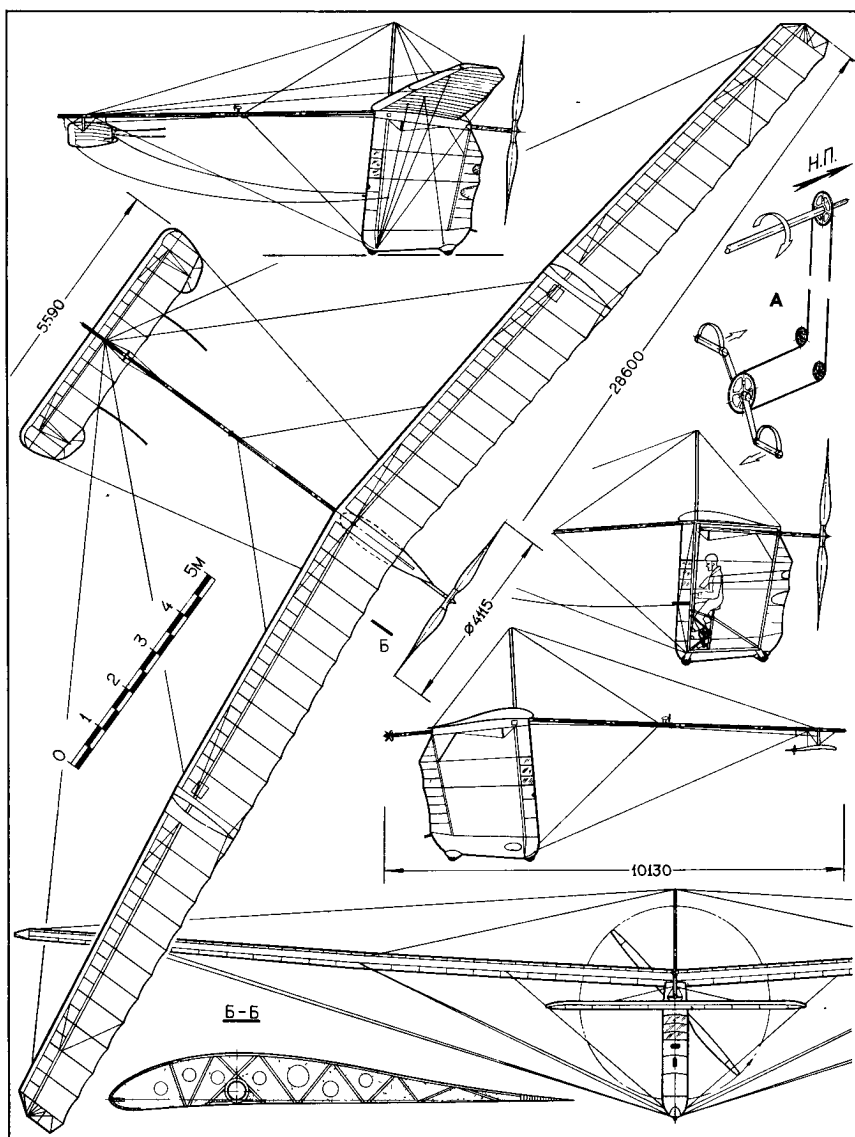


Рис. 75. Мускулолет «Альбатрос» П. Маккриди (США):

А — механический привод воздушного винта

Площадь основного крыла — $48,85 \text{ м}^2$, площадь переднего крыла — $5,96 \text{ м}^2$, удлинение крыла — 18,65 м, масса пустого аппарата — 25 кг, взлетная масса — 95,8 кг, удельная нагрузка на крыло — $2,21 \text{ кг/м}^2$, обороты воздушного винта — 95 об/мин, обороты педальей — 75 об/мин, скорость полета — $13,7 \text{ км/ч}$

АКРОБАТЫ НЕБА

Зеленый квадрат летного поля, голубое небо... Перед глазами — пляшущие стрелки приборов и беспорядочно вращающаяся линия горизонта. Знакопеременные перегрузки стремятся вдавить тело в кресло или выбросить за борт, порвав привязные ремни, а ручка управления, такая удобная и легкая перед полетом, превратилась в массивный гриф от штанги, который надо одной рукой выжимать и толкать из угла в угол кабины с ловкостью циркового жонглера. За стеклом фонаря бушует ураган, а под прозрачным козырьком безветренный тропический полдень. В глазах уже темно от перегрузок, но самолет приближается к границе летного поля и необходим новый рывок ручки, чтобы не получить штрафных очков за выход из пилотажной зоны. Это и есть тяжелый труд летчика-спортсмена — высший пилотаж.

От летчиков часто приходится слышать, что воздушная акробатика — это прежде всего соревнование пилота с собственной машиной. В нашей стране традиции высшего пилотажа восходят к 1914 г., когда талантливый русский авиатор Петр Николаевич Нестеров выполнил в воздухе первую «мертвую петлю». Видимо, тогда и началось соревнование пилота с машиной. Причем когда мастерство летчика переросло возможности самолета, конструктору приходилось создавать новую машину. В свою очередь появление более совершенного самолета стимулировало дальнейшее усложнение пилотажных фигур.

Как вид авиационного спорта, высший пилотаж возник еще на заре авиации, но только в последующие годы, в результате общего развития и укрепления международных связей, традиционное соперничество летчиков в искусстве управления машиной получило широкое распространение на чемпионатах и других крупных соревнованиях. Тогда и стало ясно, что успех в подобных состязаниях определяется не только мастерством пилота, но и совершенством его летательного аппарата.

В наши дни летчикам на соревнованиях предлагается выполнить четыре упражнения, каждое из которых включает в себя 15—20 сложных фигур. При этом комплекс фигур, входящих в первое упражнение, составляется и объявляется задолго до соревнований. Этот комплекс обязателен для всех, его можно разучивать и репетировать на тренировках. Второе упражнение — «тем-

ный» комплекс, о входящих в него фигурах пилот узнает только перед полетом. Программу третьего, произвольного упражнения пилот составляет сам из известных фигур, определенных перечнем. Судьи оценивают каждую фигуру и по сумме очков, полученных за выполнение трех упражнений, определяют победителей, которые допускаются к четвертому, финальному полету. В финале спортсмен за 4 мин должен выполнить максимальное число любых фигур, на какие только способен пилот и его машина. Оценка в финале выставляется, как в фигурном катании, при этом учитывается сложность и оригинальность фигур, ритмичность, слаженность их выполнения и общая гармония.

В фигурном катании успех зависит от нескольких факторов: мастерства и тренированности фигуриста, его физических данных, силы, ловкости, выносливости. Большое значение имеет также художественное оформление выступления: музыкальное сопровождение, цвет костюма и даже внешность спортсмена. То же самое можно сказать о высшем пилотаже с той лишь разницей, что перечисленные качества здесь распределяются между спортсменом и машиной: мастерство летчика, технические характеристики и эстетические данные самолета. Причем виртуозное мастерство исполнителя требует и соответствующего инструмента.

На первом чемпионате мира по высшему пилотажу, состоявшемся в 1960 г., использовались в основном двухместные учебные машины с маломощными моторами, однако победил пилот, летавший на одноместном самолете. На последующих чемпионатах уже применялись только самолеты, рассчитанные на одного пилота. Вскоре потребовались специализированные аппараты, и первым самолетом, предназначенным только для высшего пилотажа, стал иаш Як-18ПМ (рис. 76, Б). Он имел сдвинутую назад для удобства ориентирования по концам крыла кабину, топливную и масляную системы, приспособленные для длительного полета с отрицательными перегрузками, то есть «вверх колесами», минимальные запасы устойчивости, хорошую управляемость. Дебют Як-18ПМ на чемпионате мира 1966 г. закончился триумфально. Нашим спортсменам во главе с В. Мартемьяновым достались все медали. А сам Владимир впервые в истории советского авиационного спорта завоевал титул абсолютно-

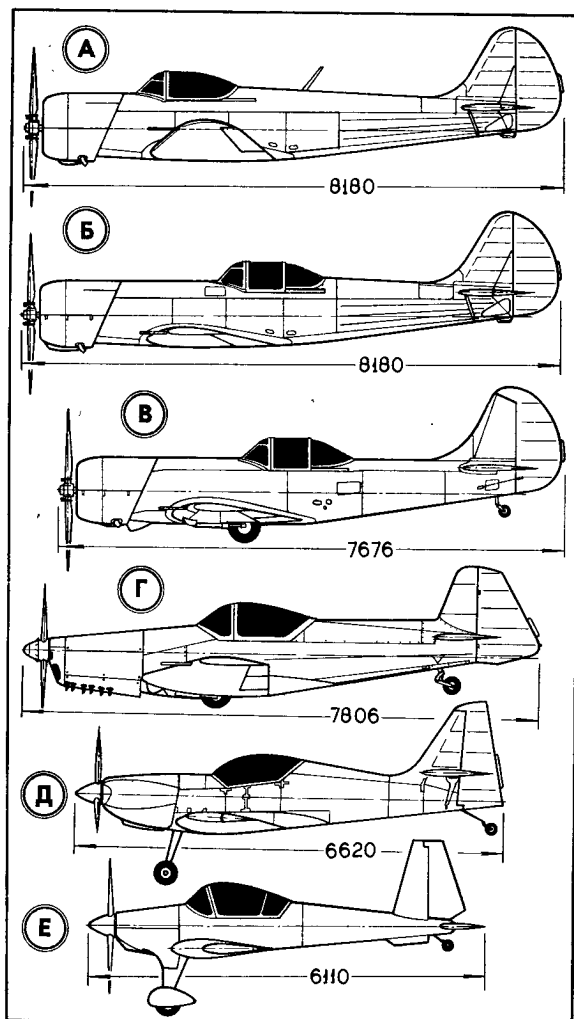


Рис. 76. Спортивно-пилотажные самолеты 60—70-х годов:

А — Як-18П, Б — Як-18ПМ, В — Як-50, Г — Z-526AFS, Д — Z-50L,
Е — «Акростар»

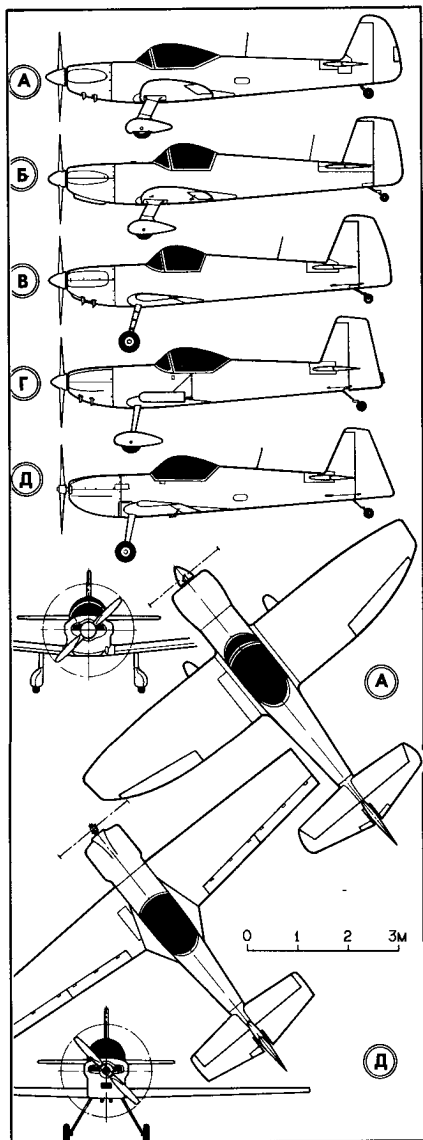


Рис. 77. Французские спортивно-пилотажные самолеты:

А — КАП 20, Б — КАП 20Л, В — КАП 21 Г — КАП Пена, Д — КАП 230

го чемпиона мира. Советский Як-18ПМ стал образцом для мирового спортивного самолетостроения. По нему сверялись как по эталону.

Этот успех советских летчиков и советской машины активизировал понски конструкторов зарубежных стран. Наиболее интересным стал западногерманский самолет «Акростар» (см. рис. 76, Е). Он был разработан под руководством швейцарского пилота Арнольда Вагнера. Известный немецкий аэродинамик профессор Эпплер специально для «Акростара» создал очень толстый (20%) симметричный профиль крыла, которое было оснащено еще совсем необычной по тем временам системой непосредственного управления подъемной силой. По сути дела, «Акростар» стал специальным пилотажным самолетом. Слово «специальный» в данном случае означает, что этот самолет предназначался только для выполнения фигур высшего пилотажа в хорошую погоду, причем в зоне, ограниченной по правилам ФАИ размерами $1000 \times 1000 \times 900$ м (длина, ширина, высота).

Такой подход, конечно, накладывает определенный отпечаток на выбор параметров самолета, состав его оборудования и геометрические пропорции. И, наверное, никому не надо объяснять, что если делать пилотажную машину более универсальной, приспособив ее, например, для полетов в сложных метеоусловиях, обучения летчиков в аэроклубах и так далее, то такой самолет будет проигрывать специальному.

Вслед за «Акростаром» вскоре появилась целая серия спортивно-пилотажных самолетов, среди которых выделялись чехословацкий Z-50L, американский «Акро», получивший развитие в десятках любительских вариантов, минн-билан «Пнттс» и его многочисленные модификации, французские КАП-20, КАП-21, КАП-230 (рис. 77), наш Як-50, Як-55, Су-26.

Пилоты этих машин лидировали на всех чемпионатах мира начиная с 1976 г. Абсолютным чемпионом становились советский летчик Виктор Лецко (1976 г.) на Як-50, чех Иван Тучек (1978 г.) на Z-50L, американец Лео Лаугеншлагер (1980 г.) на сильно модифицированном «Акро» (пилот переименовал его в «Лазер-200»), затем вновь первенствовал советский пилот Виктор Смолин на Як-50 (1982 г.). В 1984 г. верх взял чех Петр Ирмус на Z-50L, он же победил и в 1986 г.

Характеристики спортивно-пилотажных самолетов приведены в табл. 3 и 4.

В высшем пилотаже в настоящее время существует множество концепций идеального акробатического самолета, которые проходят стадию естественного отбора в реальных конструкциях на чемпионатах мира. Причем каждый пилот и конструктор имеют свое собственное мнение об идеальном самолете, и в результате постоянно появляются все новые и новые машины. Однако, несмотря на многообразие типов и конструктивных исполнений, развитие спортивно-пилотажных самолетов соответствует строгим правилам, которые диктуются постоянным усложнением пилотажных комплексов, выполняемых на чемпио-

Данные	Як-18П (СССР)	Як-18ПМ (СССР)	Як 50 (СССР)	Z 50KA'S (ЧС (Р))	Z-50LS (ЧССР)	«Акростар» (ФРГ)
Год выпуска	1960	1965	1972	1970	1975	1970
Мощность мотора, л. с.	260	300	360	180	290	220
Размах крыла, м	10,6	10,6	9,5	8,84	8,58	8,28
Площадь крыла, м ²	17	17	15	13,81	12,5	10,34
Взлетная масса, кг	1100	1100	875	740	680	650
Максимальная скорость, км/ч	305	320	320	260	290	290
Скороподъемность, м/с	8	10	16	8,1	15	14,7

Таблица 4
Основные данные
французских спортивно-пилотажных самолетов

Параметры	КАП 20	КАП 21	КАП-230
Мощность двигателя, л. с.	200	200	300
Длина самолета, м	7,21	6,46	6,67
Размах крыла, м	8,06	8,08	8,08
Площадь крыла, м ²	10,85	9,2	9,8
Масса пустого, кг	620	490	610
Взлетная масса, кг	760	600	730
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	70	65,2	74,5
Удельная нагрузка на мощность, кг/л. с.	3,8	3,0	2,4
Максимальная скорость горизонтального полета, км/ч	303	320	330
Максимальная скорость пикирования, км/ч	376	380	380
Скорость сваливания, км/ч	95	85	95
Скороподъемность у земли, м/с	10	14	16,8
Диапазон эксплуатационных перегрузок	+8 —6	+8 —6	±10

натах мира. Попробуем разобраться, как это сказывается на выборе параметров машины.

Одним из важнейших параметров любого маневренного самолета является его энерговооруженность. У поршневого самолета она обычно измеряется отношением взлетной массы к взлетной мощности двигателя, то есть удельной нагрузкой на мощность. Чем меньше масса и выше мощность, тем лучше маневренность, под которой понимается способность самолета изменять свое положение в пространстве.

Могут возразить, что даже безмоторный планер выполняет фигуры высшего пилотажа. Это верно, но для выполнения каждой фигуры планер должен разогнаться в пологом пикировании, то есть потерять высоту. Так и самолет с недостаточной мощностью мотора, — начиная пилотаж на верхней границе пилотажной зоны (1000 м по правилам соревнований), он завершает комплекс на минимальной высоте. А за прерывание программы для набора высоты начисляются штрафные очки. Кроме того, самолету с низкой энерговооруженностью вообще не до-

ступии многие фигуры на вертикалях, выполняемые современными машинами. Для того чтобы просто выполнить комплекс фигур на чемпионате мира в наши дни, иужей самолет с нагрузкой на мощность не более 2,8—3 кг/л. с.

Несложный анализ показывает, что идеальный пилотажный самолет, который мог бы не терять высоту при выполнении фигур и даже «зависнуть» на венте подобно вертолету, должен иметь тягу двигателя, равную или несколько превышающую (примерно на 10%) взлетную массу самолета. Однако тяга воздушного винта, установленного на поршневом двигателе, существенно зависит от скорости полета. На рис. 78, А показано изменение тяги по скорости трехлопастного винта фирмы «Хоффман», установленного на самолете Су-26 с двигателем М-14П.

Как видим, тяга падает с увеличением скорости полета. Но при этом самолет уже обладает значительным запасом кинетической энергии, который и компенсирует недостаток тяги при выполнении фигур. Таким образом, можно считать, что для идеального пилотажного самолета тяга двигателя плюс условная тяга, полученная за счет запаса кинетической энергии, должны превышать взлетную массу примерно на 10%, то есть должно соблюдаться условие:

$$P_v + P_k \geq 1,1 G_{взл},$$

где P_v — тяга винта; P_k — условная «кинетическая тяга», пропорциональная массе и квадрату скорости самолета; $G_{взл}$ — взлетная масса самолета.

Более того, у идеального пилотажного самолета тяга винта и кинетическая энергия должны позволять на любой скорости перевести машину на восходящую вертикаль и отсюда набрать высоту не менее 900 м — пройти по вертикали всю пилотажную зону. Это условие будет соблюдаться, если тяга воздушного винта будет соответствовать следующей эмпирической формуле

$$P_v = 1,1 G_{взл} (1 - 4 \cdot 10^{-6} K \cdot v^2),$$

где K — аэродинамическое качество самолета; v — скорость полета.

воздушного винта, установленного на самолете Су-26 с двигателем М 14П (360 л.с.).

Б — график, характеризующий зависимость минимально достижимой удельной нагрузки на мощность ($\frac{G}{N}$) от мощности используемого двигателя

тяги ($N_{вх}$) для спортивно-пилотажных самолетов различных типов и схем 1 — кривая для «стандартных» спортивно-пилотажных самолетов, 2 — спортивные бипланы, 3 — современные любительские спортивно-пилотажные монопланы (G — взлетная масса самолета, $N_{вх}$, N — взлетная мощность двигателя),

В — взаимосвязь удельной нагрузки на мощность ($\frac{G}{N}$) и удельной

нагрузки на размах крыла ($\frac{G}{l_0}$) для спортивно-пилотажных самолетов

Графически эта зависимость для самолета типа Су-26 со взлетной массой 720—730 кг показана на рис. 78, А.

Напомним, что стартовая тяга, то есть тяга при нулевой скорости полета, должна быть равна $1,1G_{взл}$. Учитывая, что хороший современный воздушный винт, установленный на спортивно-пилотажном самолете, может на месте развивать тягу около 2 кг на каждую лошадиную силу, легко подсчитать удельную нагрузку на мощность, которая у идеального пилотажного самолета должна составлять 1,8—1,9 кг/л.с.

Каким образом можно реализовать такую величину? Путей два: снижение массы самолета и увеличение мощности мотора. Эти два показателя — масса и мощность — между собой тесно взаимосвязаны. Увеличение мощности неизбежно ведет к перетяжелению Наоборот, снижение массы требует меньшего мотора

В результате и минимально достижимая удельная нагрузка на мощность существенно зависит от мощности используемого мотора. Характер этой зависимости показан на рис. 78, Б. Кривая 1 соответствует самолетам-монопланам, построенным в соответствии с действующими нормами прочности и летной годности. Кривая 2 построена для спортивных бипланов

Из анализа кривых можно заключить, что при одном и том же моторе биплан всегда будет иметь меньшую нагрузку на мощность, чем моноплан, — он легче. Кроме того, можно сделать важный вывод, что с уменьшением мощности используемого двигателя минимально достижимая удельная нагрузка существенно возрастает. Скажем, при мощности мотора 100 л.с. самолет с удельной нагрузкой 1,8—1,9 кг/л.с. сделать вообще невозможно. Разумеется, на нынешнем этапе развития науки и техники

До сих пор требуемая величина $\frac{G}{N} = 1,9$ кг/л.с. достигнута только на одном спортивном самолете — биплане «Солюши» (рис. 79) американского конструктора-любителя Кермита Вика. Директор музея авиации во Флориде К. Виск много лет увлекается высшим пилотажем. Он летал на стандартных учебных самолетах, на серийном биплане «Питтс». Однако эти машины не устраивали пилота. Тогда он сам приступил к постройке пилотажных самолетов «Солюши» — наиболее совершенная модель любителя. Самолет имеет шестицилиндровый оппозитный мотор «Лайкоминг», форсированный конструктором до 330 л.с. Масса пустого самолета — 430 кг, размеры его минимальны. По схе-

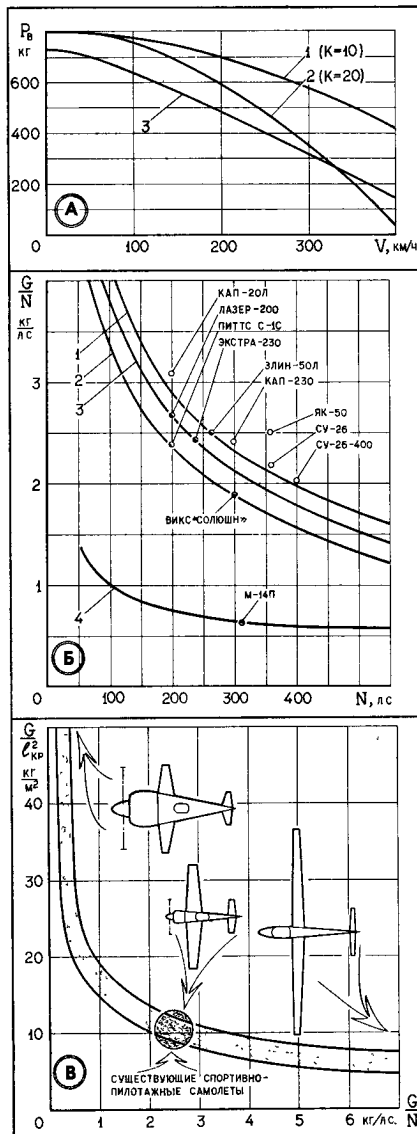


Рис. 78. Характеристики спортивно-пилотажных самолетов:

А — диаграмма характеризующая зависимость тяги воздушного винта от скорости полета 1 — тяга, необходимая для «идеального» пилотажного самолета со взлетной массой 720—730 кг и аэродинамическим качеством $K_{вп}$ 2 — тяга, необходимая для «идеального» пилотажного самолета со взлетной массой 710—730 кг и аэродинамическим качеством $K_{вп}$ 3 — реальная тяга

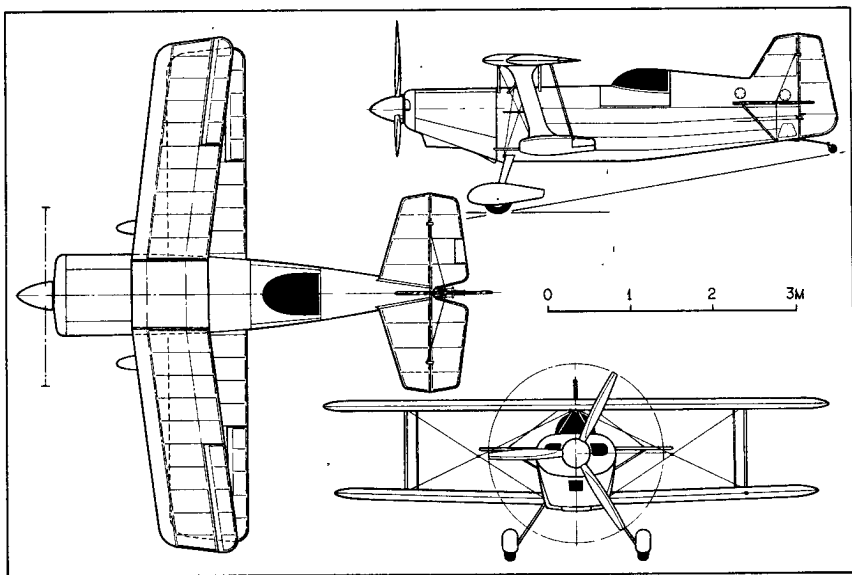


Рис. 79. Спортивно-пилотажный биплан «Солюшн» американского конструктора-любителя Кермита Вика. Взлетная масса — 590 кг, размах крыла — 6,1 м, площадь крыла — 9,15 м², максимальная скорость горизонтального полета — 340 км/ч, скорость сваливания — 115 км/ч, угловая скорость вращения по оси «Х» — 6 рад/с, диапазон эксплуатационных перегрузок — ± 10

ме «Солюшн» — биплан, во многом напоминающий «Питтс», к которому мы еще вернемся. На чемпионате мира 1984 г. К. Виск на своем биплане легко победил в финальном упражнении, показав, по сути, одну-единственную эффектную фигуру: на восходящей вертикали пилот «накрутил» восемь «бочек», затем, падая на хвост, выполнил еще шесть «бочек».

По мнению спортсменов, эта и другие фигуры, выполнявшиеся Виском, не потребовали от пилота большого мастерства. Он демонстрировал всего-навсего колоссальную энерговооруженность созданного им летательного аппарата. Летчики большинства других самолетов с трудом боролись с чрезмерной потерей высоты, начиная комплекс на «потолке» 1000 м и заканчивая на 100 м. Виск же играючи пилотировал на высоте 200—300 м, и любая его ошибка приводила не к снижению, а к «взмыванию в небеса».

Существенного уменьшения массы по сравнению с другими самолетами такой же мощности Виск добился в первую очередь за счет использования бипланной схемы. Бипланы имеют великолепную управляемость. Если оценивать пилотажа, скажем, временем выполнения виража, «бочки», радиусом разворота, моноплан, при прочих равных условиях, вряд ли выдержит конкуренцию с бипланом.

Однако элементы пилотажа судьями оцениваются субъективно, как в фигурном катании,

художественной гимнастике. При этом особо выделяются ритмичность и гармония, а проще говоря, высоко ценится красота исполнения, зрелищность. В этом отношении биплан, бесспорно, уступает моноплану. Особенно если он «вертляв», как «Питтс», на котором просто невозможны четкие «фиксации» отдельных элементов фигур, и порой даже трудно понять, в каком положении находится самолет.

Спортсмены и судьи точно подметили, что полет на «Питтсе» напоминает «пилотажа мух на стекле». В то же время монопланы более грациозны, их движения в воздухе более размеренны. Большой размах зрительно тонкого крыла позволяет точно определить положение самолета в воздухе. Размеры моноплана, скорость его полета лучше гармонируют с радиусами фигур и размерами пилотажной зоны.

С другой стороны, на моноплане лучше видны ошибки, допускаемые пилотом. Но уж если пилотажа выполняется точно, оценка судей, как правило, бывает выше.

Многие «воздушные акробаты» стран Запада начинают свою спортивную карьеру на серийном биплане «Питтс», но в конце концов, накопив опыт, переходят к монопланам и чаще всего, не найдя подходящего серийного, приступают к постройке самодельного самолета.

В США за последние двадцать лет было построено и отработано несколько типов любитель-

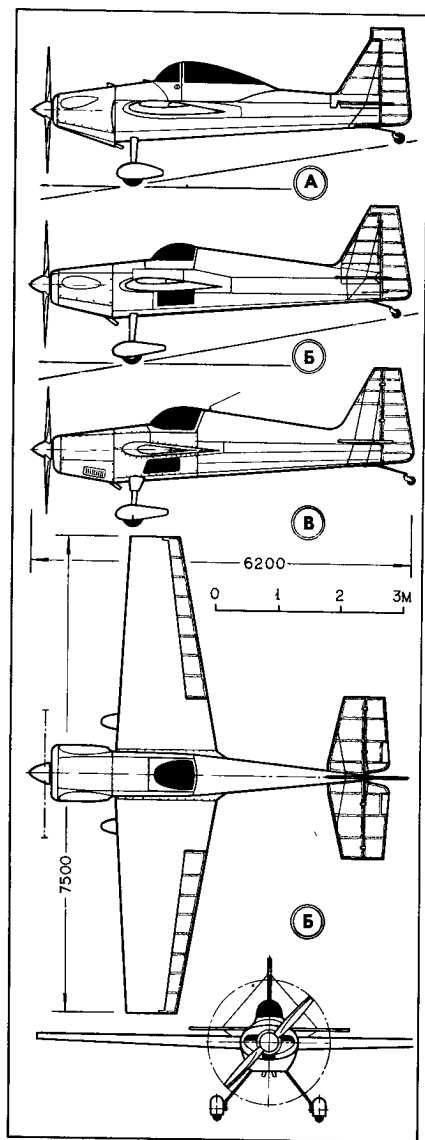


Рис. 80. Варианты американского любительского спортивно-пилотажного самолета «Акро»:

А — самолет «Акро» конструкции Стефанса,
Б — самолет «Лазер 200» Лео Лаугеншлагера. Двигатель мощностью 200 л. с., площадь крыла — 9,5 м², длина самолета — 6,1 м, размах крыла — 7,44 м, взлетная масса — 310 кг, максимальная скорость горизонтального

полета — 322 км/ч, максимальная скорость пикирования — 360 км/ч, скороподъемность у земли — 15 м/с, скорость сваливания в прямом и перевернутом полете — 110 км/ч, угловая скорость вращения по осей «Х» — 4,5 рад/с, диапазон эксплуатационных перегрузок ± 10 .
В — самолет «Экстра 230» с двигателем мощностью 230 л. с.

ских спортивно-пилотажных самолетов. Наибольший успех выпал на долю моноплана «Акро» (рис. 80), разработанного конструктором-любителем Клайтоном Стефансом в 1968 г. на базе гоночного любительского самолета. «Акро» имеет среднее расположение крыла. При этом вектор тяги двигателя проходит через плоскость хорд крыла и горизонтального оперения, чем достигается аэродинамическая симметрия. У такого самолета проще осуществляется переход от прямого к перевернутому полету, так как усилия, прикладываемые пилотом к ручке управления, при этом меняются очень незначительно. Такие самолеты гораздо проще и качественнее выполняют перевороты через крыло и более устойчивы в «падении на хвост», при выполнении «колокола», «бочек» с «падением на хвост».

И не случайно схема среднеплана в последние годы стала предпочтительной для пилотажного самолета. По этой схеме сконструирован наш Як-55 (рис. 81), близок к среднеплану и Су-26.

Горизонтальное оперение «Акро» расположено практически в аэродинамическом следе крыла, что полностью исключает аэродинамическое затенение оперения крылом на больших углах атаки как в прямом, так и в перевернутом полете. Конструкция самолета чрезвычайно проста и практически ничем не отличается от спортивных самолетов 30-х годов, например нашего УТ-1. «Акро» имеет двухлонжеронное неразъемное цельнодеревянное крыло с фанерной обшивкой, ферменный сварной фюзеляж из труб «мягкой» стали, трубчатое расчалочное оперение и полотняную обшивку. Как видим, все это схоже с самолетами прошлых лет. Но есть и отличие от машин 30-х годов — рессорное неубирающееся шасси. Рессоры для шасси, представляющие собой стальную, титановую, стеклопластиковую или даже полую стальную пластину, любители обычно заказывают небольшим фирмам.

В первоначальном варианте на «Акро» устанавливался четырехцилиндровый двигатель «Лайкоминг» мощностью 180—200 л. с. В последнее время используются и другие моторы примерно такой же или большей мощности.

Пилотажные среднепланы впервые появились на чемпионате США по воздушной акробатике в Ошкоше в 1975 г. Напомним читателю, что все соревнования по высшему пилотажу в США традиционно проводятся в основном на самолетах любительской постройки ко времени слета модельщиков. Так было и в тот раз. Чемпионом страны стал профессиональный гражданский пилот, конструктор-любитель Лео Лаугеншлагер на собственноручно построенном самолете «Акро» конструкции Стефанса. На этом самолете в 1976 г. Лео принял участие в чемпионате мира в Киеве. Однако в те времена в пилотаже еще господствовал стиль, доставшийся в наследство от тихих годов биланов, фигуры выполнялись на сравнительно небольших ско-

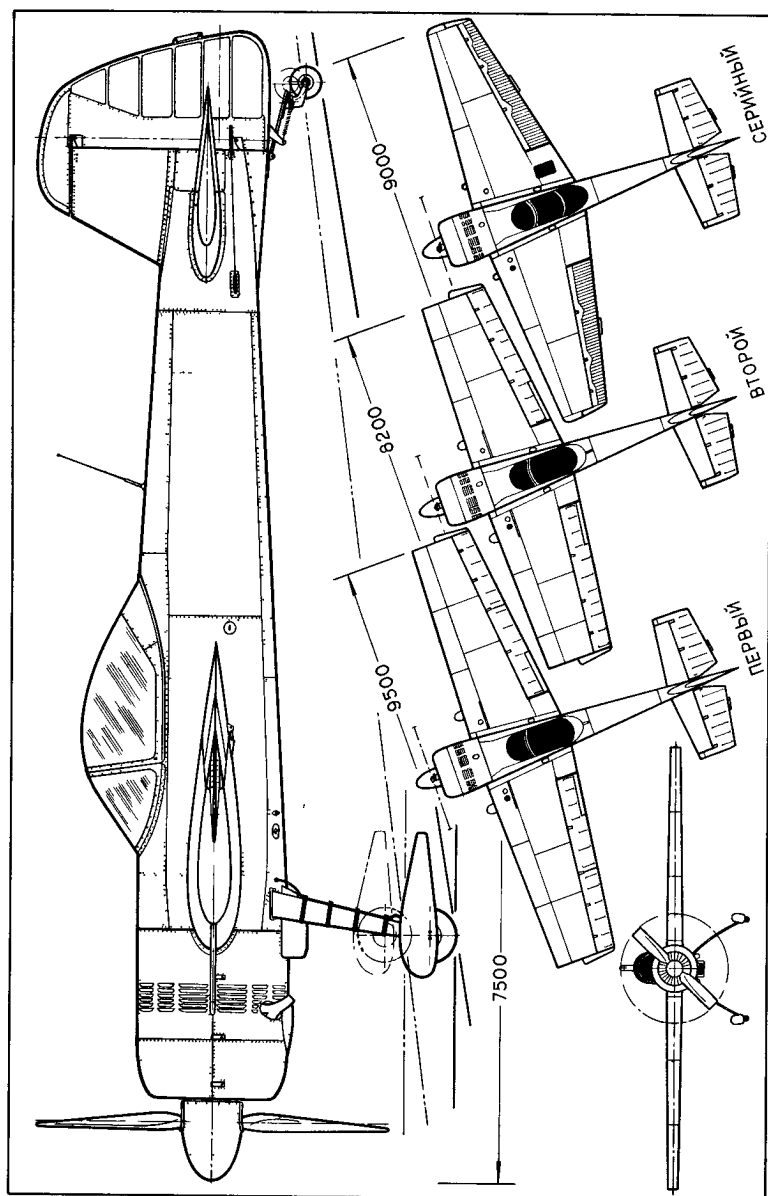


Рис. 81. Советский спортивно-пилотажный самолет ЯК-55. Двигатель М-14П мощностью 360 л. с., взлетная масса — 840 кг, конструкция цельнометаллическая

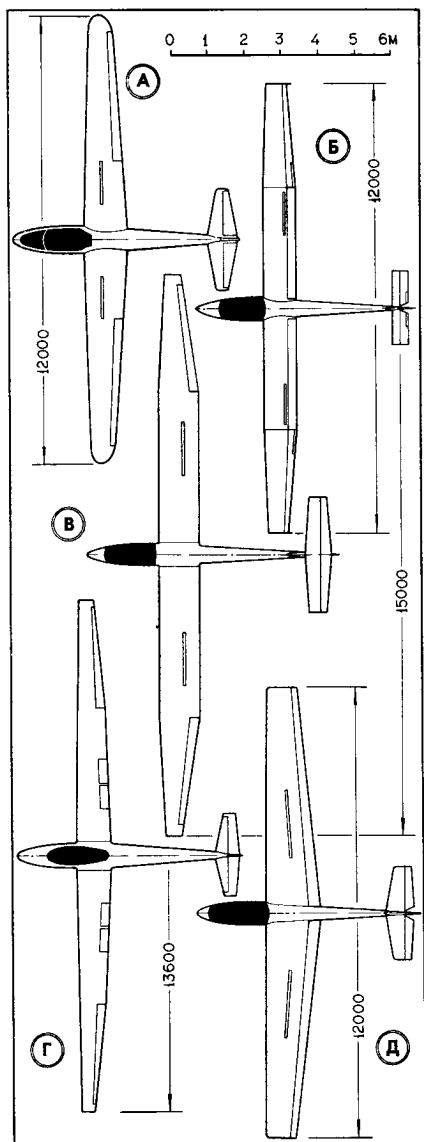


Рис. 82. Спортивно-пилотажные планеры:

А — А-13 О. К. Антонова, Б — [AR-35 (Румыния), В — «Пилатус» Б 4 (Швейцария), Г — «Салют» (Италия), Д — МиГ 28 (ФРГ)

ростях с очень малыми радиусами и в очень ограниченном пространстве. Летчики в шутку такой стиль называли «пилотаж вокруг хвоста».

По сравнению с большинством самолетов, представленных на чемпионате мира, «Акро» Лаугеншлагера был довольно скоростным, выписывал фигуры гораздо большего радиуса, использовал для пилотажа все отведенное пространство. Пилотаж «Акро» не понравился судьям, и Лаугеншлагер занял лишь 27-е место.

На этом же чемпионате в Киеве впервые появился и советский Як-50, самолет такой же скоростной, как и «Акро». Пилотаж Як-50 также «не пришелся по вкусу» не только многим судьям, но даже и некоторым нашим спортсменам. Тем не менее, советские пилоты были настолько хорошо подготовлены, так мастерски работали в небе, используя все преимущества своего поля, что выиграли чемпионат.

В дальнейшем советские летчики продолжили серию побед на Як-50. Именно благодаря их мастерству скоростной стиль пилотажа с большими радиусами фигур, с использованием всего отведенного пространства для выполнения комплекса получил признание и «вошел в моду». Как видим, и в высшем пилотаже мода имеет значение. И в 1980 г. Лаугеншлагер на своем слегка модернизированном «Акро», переименованном в «Лазер-200», легко выиграл чемпионат мира, состоявшийся в Ошкоше. Победа была лучшей рекламой самолету, и число самодельных «лазеров», построенных по авторским чертежам, стало стремительно расти. Сейчас «лазеры» используют спортсмены Австралии, Австрии, Англии, Италии, США, Германии. Разумеется, каждый конструктор вносит в машину свои изменения.

В 1981 г. западногерманский студент Вольфганг Доллах на своем «лазере», названном «Диаболо», установил мотор мощностью 260 л. с. и симметричный профиль крыла, чем внес существенный вклад в развитие схемы этого самолета. В настоящее время все «лазеры» имеют симметричные профили. Постройкой «лазеров» занимаются даже женщины. Так, чемпионка Австралии Бетти Аидерсон самостоятельно построила «лазер» в собственном гараже.

Ухватились за эту модель и предприниматели. Так, западногерманский спортсмен, чемпион ФРГ по высшему пилотажу Вальтер Экстра создал небольшую фирму, производящую на заказ «лазер» с мотором мощностью 230 л. с. под названием «Экстра-230». Этот аппарат успешно дебютировал на чемпионате мира 1984 г. в Венгрии.

С появлением «лазеров» наметилась тенденция в спортивном самолетостроении, направленная на резкое снижение массы конструкции и соответствующее повышение энерговооруженности. Более того, оказалось, что такие самолеты уже «не вписываются» в кривую 1 (см. рис. 78, Б), а «ложатся» гораздо ниже ее. Для «лазеров» пришлось построить кривую 3.

В чем же дело? Ранее уже отмечалось, что ниже кривой 1 могут находиться только бипланы или самолеты, построенные на качественно

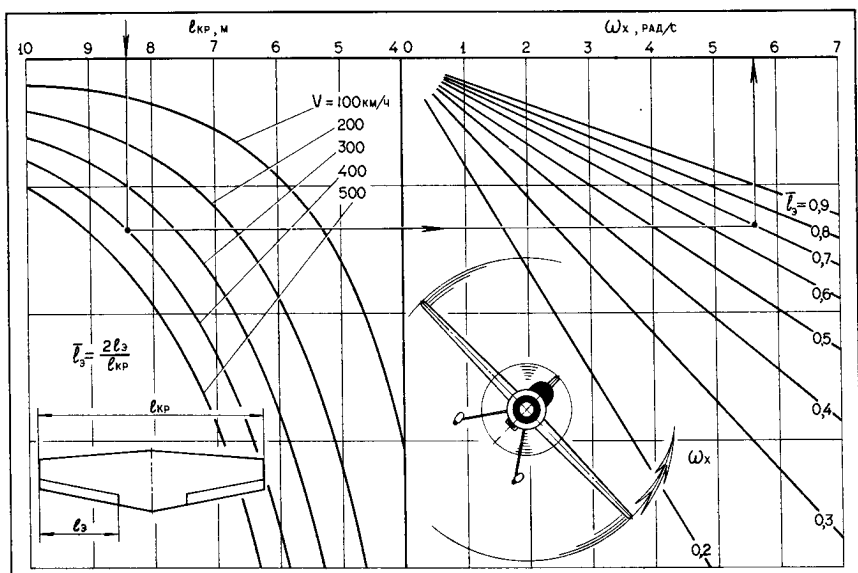


Рис. 83. Номограмма для определения максимальной угловой скорости вращения самолета вокруг оси «Х» (ω_x) при выполнении управляемых «бочек» (угол отклонения элеронов $\pm 25^\circ$, при меньших углах $\omega_{x \max}$ примерно пропорциональна углам отклонения элеронов)

новом техническом уровне. При этом даже машины из стекло- и углепластиков не могут дать существенного снижения массы.

«Секрет» облегчения «лазеров» оказался прост: эти машины построены любителями. Они не соответствуют официальным нормам прочности и летной годности. При проектировании таких самолетов конструкторы руководствовались только «здравым смыслом». Но одновременно отметили, что это были очень грамотные инженеры. Они прекрасно видели все опасные места в аппарате и хорошо знали, где конструкция выдержит нагрузку без перенапряжения, а где нужно усиление. Поэтому некоторые части и детали они облегчили до предела. Но основные силовые элементы в таких машинах делали с повышенным запасом прочности. Так, стыковые узлы, корневые части лонжеронов, моторамы рассчитаны более чем на двадцатикратные перегрузки при полетных 9—10 единицах. Поэтому любительские «лазеры», которые никогда не проходили даже статических испытаний, оказались на практике достаточно прочными, легкими и имеют большой ресурс конструкции.

Разумеется, такой подход неприемлем для промышленных фирм. В результате «фирменные» пилотажные самолеты оказались тяжелее любительских и не выдержали конкуренции. В настоящее время на Западе только Франция серийно выпускает спортивно-пилотажные самолеты, ко-

торые используются в основном для тренировки пилотов армейской авиации. Кстати, именно военные летчики и составляют основу команды этой страны на чемпионатах мира. По мнению командования ВВС Франции, высший пилотаж прививает летчикам-истребителям умение виртуозно владеть машиной на малой высоте, переносить большие перегрузки, быстро ориентироваться в окружающей обстановке, выковывает такие моральные качества, как воля, решительность. Приобретение этих качеств и навыков, по мнению руководства военно-воздушных сил Франции, мало зависит от того, какой самолет используется для тренировки — спортивный или боевой. Но полеты на легкой машине обходятся в сотни раз дешевле.

Отличные спортивные машины выпускает французская фирма «Мудри». Последняя модель этой фирмы — КАП-230 — самолет, снабженный двигателем мощностью 300 л. с., имеющий великолепно отработанную аэродинамику. Особо следует отметить профиль крыла этого аппарата — V-16. Он разработан специально для спортивно-пилотажных самолетов. Кстати, этот же профиль используется и на «лазерах» Вальтера Экстры.

Профиль V-16 отличается очень большим радиусом носка и максимальной толщиной, составляющей 16%, расположенной на 18% хорды. Благодаря такой конфигурации носка достига-

ется очень высокое значение коэффициента подъемной силы. Вторая особенность профиля — совершенно прямая, без выпуклости и вогнутости, хвостовая часть. Этим достигается высокая эффективность элеронов.

Конструкция всех самолетов фирмы «Мудри», в том числе пилотажных КАП-20, КАП-21, КАП-230, цельнодеревянная. Причем древесина в качестве основного материала выбрана не в целях экономии. Дело в том, что древесина, в отличие от металла, не склонна к усталостным разрушениям. У металла срок службы зависит от числа циклов нагружения, числа выполненных фигур высшего пилотажа. У древесины — нет. Поэтому у металлического пилотажного самолета срок службы сравнительно невелик, например у Як-50 — всего 15 тысяч фигур высшего пилотажа. В то же время деревянная конструкция, независимо от числа выполненных фигур, работает до тех пор, пока не стгнет, и при хорошем уходе служит десятилетиями. Пластики также не подвержены усталостным разрушениям, но, как показывает опыт, спортивные самолеты из пластика тяжелее деревянных и металлических.

Все самолеты фирмы «Мудри» и других про-

в наши дни включают в себя многокилометровые гонки по различным замкнутым маршрутам. При этом зрители могут наблюдать только взлет и посадку планеров. Таким образом, получается, что соревнования интересны лишь для участников. Это наносит большой ущерб популярности планеризма. В то же время высший пилотаж на планере производит неизгладимое впечатление. Главные замысловатые фигуры, выполняемые под легкий свист крыльев, доставляют огромное удовольствие и гостям авиационных праздников, и пилотам-планеристам, привлекая всеобщее внимание. Учитывая рост популярности планерной акробатики, ФАИ начиная с 1985 г. проводит чемпионаты мира по высшему пилотажу на планерах.

В классическом планеризме до сих пор использовались в основном планеры двух типов — открытого класса с неограниченным размахом крыла, обычно превышающим 20 м, и стандартного класса с размахом не более 15 м. Чемпионаты мира по высшему пилотажу стимулировали создание нового класса планеров, предназначенных специально для акробатических полетов. Их характерными чертами являются уменьшенный для повышения угловой скорости

Таблица 5

Данные самолета	КАП-230	Z-50LSS	Як 55	Су 26	«Экстра 230»	«Дьявол»
Мощность мотора, л. с.	300	290	360	360	230	260
Взлетная масса, кг	730	720	850	840	520	600
Удельная нагрузка на мощность, кг/л. с.	2,43	2,48	2,36	2,33	2,26	2,30

мышленных фирм проходят статические и летные испытания, сертифицируются по американским нормам летной годности FAR-23 и поэтому получаются гораздо тяжелее любительских (см. табл. 5).

Обратите внимание на третью строку таблицы: даже любительские машины пока не достигли требуемого уровня энерговооруженности. Можно ли компенсировать недостаток мощности? Давайте вспомним планеры. На рис. 82 показаны планеры, в том числе принимавшие участие в планерном чемпионате мира по высшему пилотажу 1985 г. в Австрии. Разумеется, комплекс фигур, выполняемых планером, гораздо проще самолетного, тем не менее 1000 м высоты планеру хватает на многое. Экономно «переводить» потенциальную энергию планера в «кинетическую тягу» помогает крыло большого размаха. Напомним, что именно размахом, а не площадью, в первую очередь определяются несущие свойства крыла. Можно даже представить себе планер, который выполнит весь «самолетный» комплекс фигур, исключая, конечно, быстрые перевороты через крыло (к этому мы еще вернемся).

Соревнования по «классическому планеризму»

вращения при выполнении «бочек» размах крыла, использование специальных профилей крыльев, особая конструкция элеронов и так далее. Широко применяются технические решения, заимствованные со спортивно-пилотажных самолетов. В качестве примера приведем характеристики некоторых спортивно-пилотажных планеров.

Цельнометаллический планер А-13 конструкции О. К. Антонова выпускался у нас серийно 30 лет назад. Планер имел площадь крыла 10,44 м², взлетную массу — 360 кг, массу пустого — 270 кг, максимальное аэродинамическое качество — 26, максимальную скорость пилотирования — 400 км/ч. К сожалению, в те времена пилотаж на планерах не получил международного признания, выпуск А-13 был прекращен, и в настоящее время наша страна не принимает участия в чемпионатах по планерной акробатике.

IAР-35 (Румыния). Площадь крыла — 10,8 м². Изготовлен целиком из металла, чем достигнут выигрыш в весе по сравнению с традиционными на сегодняшний день пластмассовыми конструкциями. Запас прочности позволяет выполнять фигуры в диапазоне перегрузок от +8 до -7. Особое внимание уделялось улучшению харак-

теристик перевернутого полета за счет использования симметричного профиля крыла и улучшения управляемости. Для этого установлены специальные флапероны и интерцепторы. Еще одна особенность — высокая допустимая скорость пилотирования. Она превышает 400 км/ч. Такой скорости не достигли до сих пор даже на многих спортивно-пилотажных самолетах. Она позволяет разогнать аппарат в пикировании для выполнения сложных фигур на восходящих вертикалях.

Максимальное аэродинамическое качество IAR-35 составляет 28 на скорости 95 км/ч. По сравнению с современными классическими планерами качество невысокое. Однако эта величина достаточна для выполнения сложных комплексов фигур без значительной потери высоты. Взлетная масса — 330 кг, минимальная скорость снижения — 0,85 м/с на скорости 80 км/ч, скорость сваливания с закрылками, отклоненными на 50°, — 61 км/ч. Серийный выпуск планера начал в середине 1986 г.

«Пилатус» В-4 (Швейцария). Площадь крыла — 14,4 м², масса пустого — 230 кг, взлетная масса — 350 кг, максимальное аэродинамическое качество — 35 на скорости 85 км/ч. Максимальная скорость пилотирования — 240 км/ч.

«Сальто» (Италия). Площадь крыла — 8,58 м², масса пустого — 180 кг, взлетная масса — 280 кг, максимальное аэродинамическое качество — 35 на скорости 90 км/ч. Максимальная скорость пилотирования — 280 км/ч.

Мю-28 (ФРГ). Площадь крыла — 13,1 м², масса пустого — 230 кг, взлетная масса — 325 кг, максимальное аэродинамическое качество — 28 на скорости 95 км/ч.

Вывод из опыта конструирования планеров вытекает такой: используя крыло большого удлинения, можно существенно повысить маневренные качества и самолета. При этом площадь крыла может быть небольшой, а удельная нагрузка, соответственно, значительной.

Взаимосвязь удельной нагрузки на мощность $\left(\frac{G}{N}\right)$ и удельной нагрузки на размах крыла $\left(\frac{G}{l_p}\right)$ может быть даже рассчитана математически. Результат такого расчета на рис. 78, В.

Исходными данными для построения этого графика были значения $\frac{G}{N}$ и $\frac{G}{l_p}$, обеспечивающие самолету выполнение комплексов фигур по программе чемпионата мира в диапазоне высот от 100 до 1000 м. Мы уже говорили, что может быть создан планер, выполняющий «самолетный» комплекс. На рис. 78, В такой планер изображен в правой части графика. Точно так же можно представить себе очень мощный самолет, использующий очень маленькое крыло только для управления, а не для создания подъемной силы (на графике он в левой части). Промежуточная часть кривой позволяет выбрать необходимое значение $\frac{G}{l_p}$, а значит, и размах крыла, соответствующий любой энерговооруженности.

Однако бесконечно наращивать размах крыла нельзя не только у планера, но и у самолета. Увеличение размаха резко снижает угловые ско-

рости вращения самолета вокруг продольной оси. Как известно, даже пилотажный планер переворот через крыло выполняет в пять-шесть раз медленнее самолета. А планер открытого класса с размахом крыла более 20 м практически не может выполнить «бочку».

Номограмма на рис. 83 позволяет определить максимальную угловую скорость вращения вокруг продольной оси (ω_x) для любого спортивного самолета на любой скорости и при любом отклонении элеронов. Отметим, что наша номограмма годится для определения ω_x при выполнении «управляемых бочек». При выполнении «штопорных бочек», то есть «бочек» на больших положительных или отрицательных углах атаки, угловые скорости несколько увеличиваются.

Как видно из этого графика, угловые скорости вращения порядка 6 рад/с — а именно такая скорость требуется для современного пилотажного самолета — достижимы с размахом не более 8 м, разумеется, при правильной профилировке крыла и элерона. В размах 8 м и укладываются почти все современные пилотажные самолеты. При этом площадь крыла и удельная нагрузка на него имеют второстепенное значение. А вот увеличение удлинения крыла путем сокращения хорды при неизменном размахе для пилотажного самолета имеет очень важное значение.

Сравнительный график показывает изменение коэффициента подъемной силы крыла C_L в зависимости от угла атаки. У крыла большего удлинения кривая идет круче, или, применяя научную терминологию, C_L' выше. Это означает, что небольшое изменение угла атаки при отклонении руля высоты вызывает значительное увеличение подъемной силы — самолет, таким образом, лучше реагирует на отклонение рулей, растет его управляемость.

Далее, самолет с большим удлинением крыла летает на меньших углах атаки, а значит, с более высоким аэродинамическим качеством. Такой самолет меньше теряет высоту при выполнении пилотажа, меньше расходует энергии на искривление траектории. Поэтому он сохраняет большую скорость при выходе на восходящую вертикаль и может выполнить более сложные вертикальные фигуры.

Мы остановились лишь на некоторых общих закономерностях. Надеемся, теперь читателю будут более понятны основные тенденции развития спортивно-пилотажных самолетов, которые иллюстрируются графиками (рис. 84), характеризующими изменение по годам основных параметров спортивно-пилотажных самолетов, в том числе $\frac{G}{N}$, $N_{ав}$, $\frac{G}{l_p}$, $\frac{G}{S}$.

С усложнением пилотажных комплексов росла мощность моторов, энерговооруженность, сокращался размах крыла, стабилизировавшийся в пределах 8 м. Существенное усложнение комплексов в середине 70-х годов потребовало перехода к более скоростным машинам. Таким образом, то, что воспринималось в те годы как мода на «скоростной пилотаж», имело серьезную перво-причину.

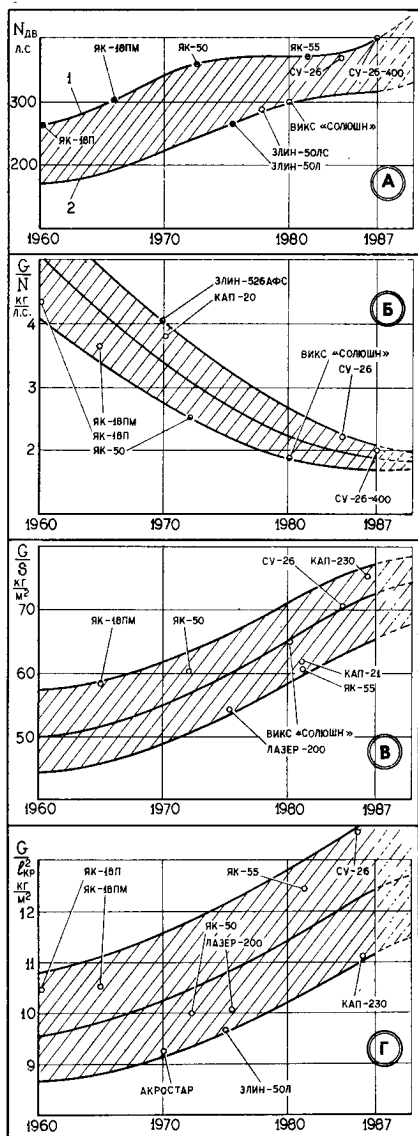


Рис. 84. Диаграммы, характеризующие динамику развития основных параметров спортивно-пилотажных самолетов:

А — мощность двигателей ($N_{дв}$), используемых на спортивно-пилотажных самолетах (1 — советские, 2 — зарубежные);

Б — удельная нагрузка на мощность $\frac{G}{N}$ (G — взлетная масса, N — взлетная мощность мотора),

В — удельная нагрузка на крыло $\left(\frac{G}{S}\right)$;

Г — удельная нагрузка на размах $\left(\frac{G}{l_p}\right)$.

Как уже говорились выше, удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S}$ имеет для спортивно-пилотажного самолета второстепенное значение. Потому при сохранении удельной нагрузки на размах $\frac{G}{l_p}$ нагрузка на крыло возросла с 40—50 до 60—70 и даже до 80 кг/м². Такие самолеты с меньшим крылом получались компактнее, легче.

Теперь от рассмотрения общих параметров спортивно-пилотажных самолетов перейдем к их аэродинамическим схемам и некоторым конструктивным деталям, важным для аппаратов этого типа. При их создании в последние годы использовались в основном две схемы: классический моноплан и биплан типа «Питтс» (рис. 85). Напомним, что он был построен американским конструктором-любителем Кертисом еще в 1945 г. Тогда маленький биплан имел мотор мощностью всего 55 л. с. и несимметричный профиль крыла. Самолет быстро завоевал популярность, так как был очень прост, дешев и доступен для спортсменов. Кроме того, маленькие размеры, а самолетик имел размах крыла всего около 5 м, позволили добиться высокой угловой скорости вращения и легкости управления.

Когда биплан стали активно использовать для участия в различных соревнованиях, Кертис Питтс основал свою фирму. Машина и до сих пор идет на продажу. Ее все время совершенствуют. Были разработаны десятки вариантов биплана с моторами мощностью 180, 200, 260 и даже 300 л. с. Профиль крыла был заменен на симметричный, появился и двухместный вариант — S-2S с компактной компоновкой кабины, практически не уступающей одноместному. Но в основном конструкция машины за долгие годы практически не изменилась — ферменный фюзеляж, сваренный из труб, двухлонжеронные крылья, пирамидальное шасси и полотняная обшивка. Основные параметры и геометрические пропорции «Питтса» остались почти без изменений.

Геометрические пропорции монопланов также долгое время сохранялись, не изменяясь. Геометрия всех пилотажных монопланов от Як-18 до «Экстры» полностью соответствует схеме, приведенной в главе «Начнем с компоновки». Были, конечно, и исключения. Но эти аппараты, однако, не принесли успеха их создателям. Например, пилотажный самолет БД-8 Джима Бидэ (рис. 86, Б), имевший очень малое удлинение крыла (около 4). Автор хотел добиться высокой угловой скорости крена за счет уменьшения аэродинамического демпфирования концов крыла. Но это привело к тому, что самолет летал на больших углах атаки и резко тормозился при искривлении траектории, особенно при выходе на вертикаль.

Такой же недостаток проявился и на нашем Як-55, когда для увеличения угловой скорости

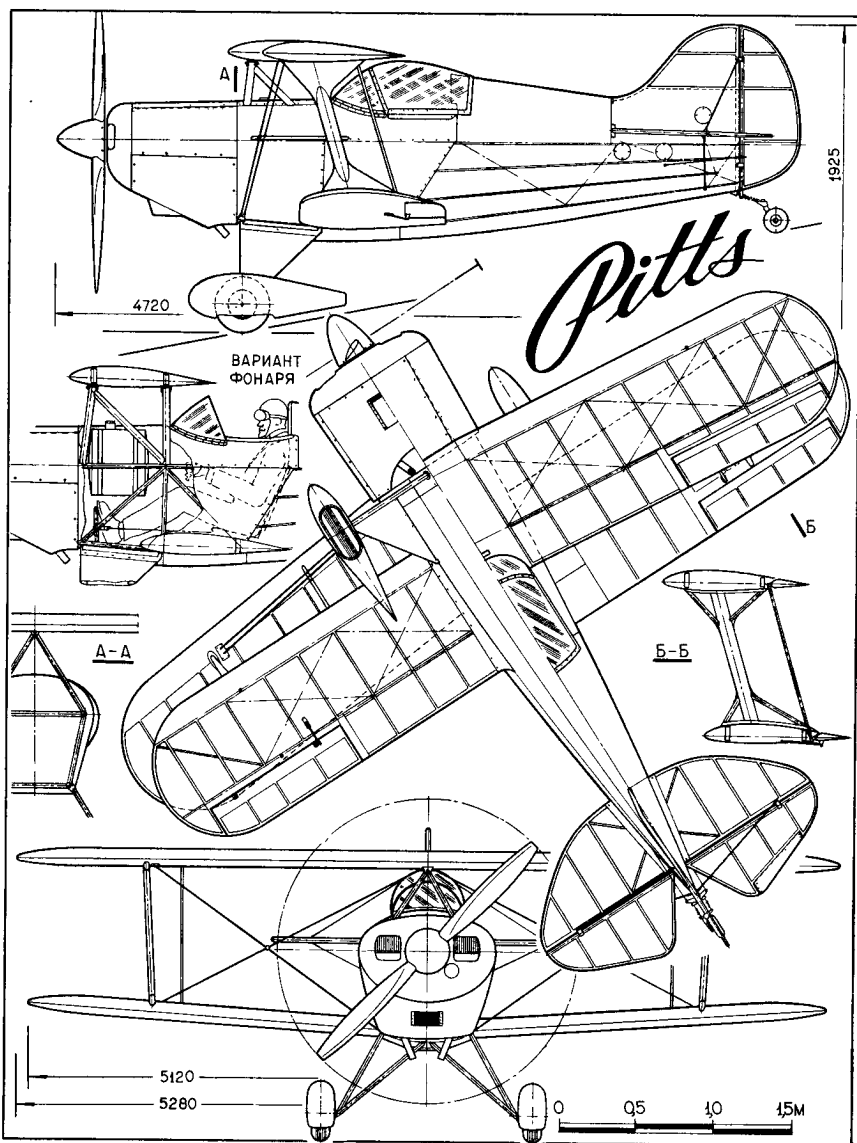


Рис. 85. Спортивно-пилотажный биплан «Питтс» S-1S. Двигатель «Лайкоминг» мощностью 180 л. с., площадь крыла — 9,15 м², взлетная масса — 521 кг, максимальная скорость горизонтального полета — 280 км/ч, максимальная скорость пилюирования — 326 км/ч, скорость сваливания — 100 км/ч, скороподъемность у земли — 13,2 км/ч, диапазон эксплуатационных перегрузок — ± 9

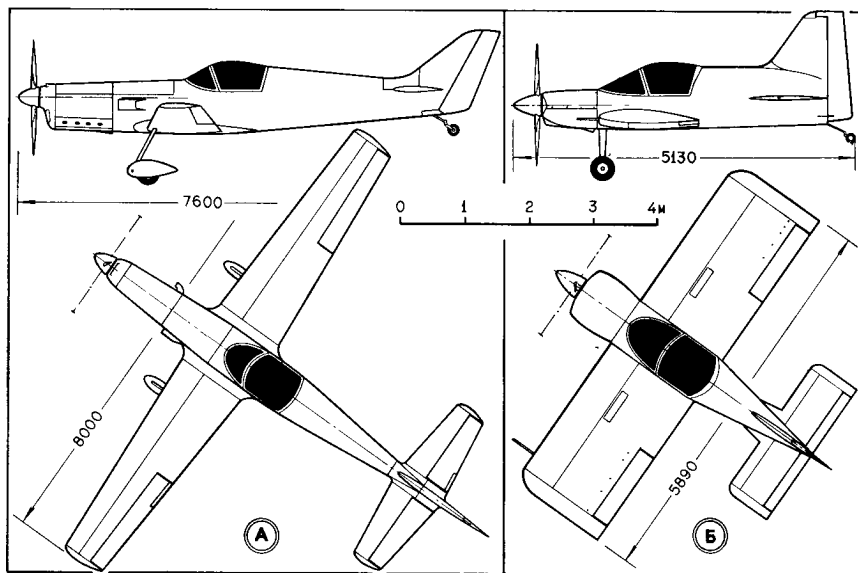


Рис. 86. Две концепции пилотажного самолета:

А — «Энтузиаст», построен студентами Рижского института гражданской авиации. Удлинение крыла — 8,4, площадь крыла — 7,6 м², масса пустого — 575 кг, взлетная масса — 750 кг, удельная нагрузка на крыло — 98,1 кг/м², мощность двигателя — 140 л.с.
 Б — американский любительский БД-8 с удлинением крыла 4. Двигатель мощностью 180 л.с., площадь крыла — 8,98 м², взлетная масса — 590 кг, максимальная скорость — 320 км/ч, удельная нагрузка на крыло — 65,7 кг/м², диапазон эксплуатационных перегрузок ± 12 .

крена пришлось отрезать концы крыла, уменьшив его удлинение с 5,6 до 4,7.

Отличительными особенностями современных пилотажных монопланов являются: отсутствие V-образности крыла; элероны, занимающие практически всю его заднюю кромку; вертикальное оперение с рулем направления, продленным вниз под стабилизатор; тянущий воздушный винт. Попыток создания спортивно-пилотажных самолетов необычных схем, за исключением «бесхвосток» 30-х годов, уступавших в маневренности самолетам нормальной схемы, история пока не знает. Хотя можно предположить, что «утки» и «тандемы» могли бы еще сказать свое слово в высшем пилотаже. Эти схемы еще ждут своих конструкторов и исследователей.

Важнейшими показателями для спортивно-пилотажного самолета являются его устойчивость и управляемость, оптимальное сочетание этих характеристик. Принято считать, что маневренный аппарат должен иметь минимальные запасы устойчивости. Так ли это? При уменьшении запаса продольной устойчивости резко сокращается «расход» ручки управления для создания одной и той же перегрузки. Поэтому приходится управлять очень короткими импульсами. Появляется необходимость в обратной «отдаче» ручки, то есть управлять приходится двойными дви-

жениями «вперед-назад». Все это значительно усложняет действия летчика.

По правилам соревнований перед началом каждой очередной фигуры машину необходимо, как говорят пилоты, «зафиксировать», то есть выполнить короткий полет по прямой. Самолет с малыми запасами устойчивости «зафиксировать» очень трудно. На прямой он проявляет признаки колебательной неустойчивости. Это искажает рисунок фигуры. Судейская оценка, естественно, снижается.

Практика показала, что спортивно-пилотажный самолет должен иметь значительный запас устойчивости. Так, например, на Су-26 полеты выполнялись с самой различной центровкой вплоть до 36% САХ. Но только при центровке 25—26% пилоты оценили «фиксацию» как хорошую, а управляемость как вполне нормальную. То же самое можно сказать о лутевой и поперечной устойчивости. На спортивно-пилотажном самолете хорошей управляемости следует добиваться не за счет снижения запасов устойчивости, а за счет повышения эффективности рулей. При этом легкость управления обеспечивается подбором аэродинамической компенсации рулевых поверхностей. На выборе аэродинамической компенсации подробнее остановимся в одной из следующих глав, а сейчас только отметим: практика показала, что пока никакой расчет не позволяет

точно оценить величину аэродинамической компенсации. Обычно она подбирается практически от полета к полету. Иногда говорят, что хороший пилотажный самолет «должен быть отлажен, как скрипка», причем наибольшее внимание уделяется подбору аэродинамической компенсации рулей и элеронов.

Следует четко выделять проявления характеристик устойчивости и управляемости. Опытный пилот все это может определить по «поведению» ручки управления. Если при выполнении маневра требуется слишком большой «расход ручки» — значит, самолет чрезмерно устойчив и центровку следует сдвинуть назад. При этом в любом случае полеты следует начинать с передней центровкой. Если самолет вяло реагирует на движения ручки — значит, недостаточна эффективность рулей. Надо увеличить их площадь или углы отклонения. Если при нормальных «расходах ручки» и удовлетворительной реакции самолета слишком велики усилия — увеличивают степень аэродинамической компенсации рулей (и наоборот).

Такая доводка может значительно изменить мнение летчика о самолете. Иногда летчики оценивают машину как совершенно непригодную для высшего пилотажа, но после соответствующей доводки в корне меняют свое мнение. Здесь следует отметить еще одно важное отличие любительских пилотажных аппаратов от «фирменных». Самодельные самолеты обычно очень хорошо отлажены, при этом, даже если летные данные машины невысоки, великолепная управляемость позволяет пилотам успешно выступать на соревнованиях. И не случайно в ряде стран любительские спортивно-пилотажные самолеты активно вытесняют из авиационного спорта профессиональные машины. На самодельных конструкциях сейчас летают и выступают на чемпионатах мира и Европы спортсмены почти всех капиталистических стран.

В странах Восточной Европы любительское самолетостроение еще не успело получить широкого развития. Поэтому спортсмены используют стандартные серийные самолеты. Так, летчики Чехо-Словакии, Румынии, Венгрии летают на чехословацком Z-50L — самолете, выпущенном еще в 1975 г. За это время его хорошо отладили и довели. Но, к сожалению, эта машина уже не выдерживает конкуренции с «лазерами». Уступают самолетам американских и немецких любителей Як-55 и Су-26. Причину отставания наших спортивных самолетов иногда сводят к использованию «чересчур мощного и тяжелого» мотора М-14П. Но мы уже говорили, что большая мощность спортивно-пилотажному самолету не вредит. Причина отставания в другом. Ее высказывают, с одной стороны, спортсмены и тренеры, с другой — конструкторы, создатели промышленной спортивной техники. Методика проектирования советских спортивных самолетов сложна и громоздка. Она основана на многочисленных устаревших инструкциях, несовершенных, да к тому же рассчитанных на «большую авиацию» нормативах.

К проектированию «фирменных» самолетов

подключаются десятки научных институтов, сотни людей, часто далеко стоящих от авиаспорта, порой равнодушных к нему, не знающих специфики спортивной техники, но обязанных дать плановую рекомендацию. Конструктору же нельзя нарушить утвержденную методичку, не внять иногда даже технически необоснованному совету. В результате приходится выполнять все требования, идти на компромиссы, а спортивные машины получаются значительно перетяжеленными. Поэтому наши последние самолеты Як-55 и Су-26 на графике (см. рис. 78, Б) располагаются значительно выше кривой 1. Их перетяжеление по сравнению с «лазерами», даже если бы последние строились под мотор М-14П, составляет значительную величину — 200—250 кг. И только благодаря высочайшему летному мастерству наши асы высшего пилотажа завоевывали первые места на мировых чемпионатах в последние годы.

Многие зарубежные специалисты, наши ведущие спортсмены и тренеры считают, что время побед на серийных машинах безвозвратно уходит. Самодетальное авиаконструирование сейчас настолько окрепло, к нему подключились такой опытный и заинтересованный в конечном результате контингент инженеров и летчиков, что им под силу проектирование и строительство первоклассных спортивных аппаратов.

Конструкторские поиски самодельщиков ищут порой новыми путями, они не обременены никакими традициями, их ничто не связывает. И не случайно любительские машины во многом выигрывают по сравнению с «фирменными». Сама обстановка заставляет самодельных конструкторов искать кратчайший и наиболее дешевый путь к цели.

Необходимо постоянно следить за тенденциями современного спортивного самолетостроения, четко ориентироваться в них. Нельзя упустить момент, догонять будет трудно. Сошлемся на такие факты: в 60—70-е годы спортсмены ГДР лидировали в высшем пилотаже, успешно выступали на международных соревнованиях пилоты Венгрии, Польши, Румынии. В последнее время в этих странах воздушная акробатика как массовый спорт, к большому сожалению, практически не культивируется. Команды этих стран почти не бывают на международных встречах. А причина одна — нет подходящей спортивной машины.

Очевидно, следует создавать условия для постройки любительских спортивно-пилотажных самолетов, внимательно относиться к работам самодельных коллективов, занимающихся разработкой такой техники, и тогда конструкторы-любители смогут внести заметный вклад в развитие спортивно-пилотажных самолетов.

Пока же «фирменные» аппараты, спроектированные с учетом всех действующих норм и требований, явно проигрывают любительским конструкциям, созданным на основе опыта и практических знаний грамотного инженера. Кроме того, современных, даже небольшой спортивный самолет, разработанный и построенный на «фирме» с привлечением сотен людей и различных научных институтов, обходится государству в миллионы рублей. Но для массового спорта

«чемпионские» машины, как правило, не годятся. Летают на них 10—15 человек — сборная команда страны по высшему пилотажу.

Принято считать, что выступления на международных соревнованиях по высшему пилотажу носят престижный характер. Конечно, это так, но при условии, если выступление приносит победу. А если победа исключена или дается непомерно высокой ценой? Американцы иногда шутят: «Престиж стоит дорого, но ценится дешево».

Авиационный спорт, ориентированный только на достижение престижных целей, когда им занимается узкий круг людей, лишен здравого смысла. Авиационной акробатикой, высшим пилотажем должны заниматься тысячи молодых людей, так как это направление имеет важнейшее прикладное значение. Вспомните историю — только благодаря массовому развитию авиационных видов спорта в предвоенные годы в нашей стране были подготовлены десятки тысяч летчиков, ставших впоследствии героями Великой Отечественной войны. Разумеется, авиация сейчас стала другой, и современный боевой или пассажирский самолет «ушел» от легкомоторной машины дальше, чем истребитель времен войны. Но практика показывает, что именно при полетах на легких спортивных самолетах даже в наше время наилучшим образом вырабатываются и оттачиваются навыки пространственного ориентирования, координации и точности управления машиной, умение соизмерять и перенести перегрузки, быстрота реакции, уверенность, смелость, самообладание. Наконец, и это главное, вырастает летчик, способный и желающий овладеть современной техникой.

С появлением и распространением реактивных самолетов в начале 50-х годов было признано нецелесообразным учить пилотов на легких поршневых машинах. Но прошло несколько лет, и оказалось, что качество обучения пилотов упало, а стоимость подготовки резко возросла. В настоящее время многие зарубежные страны уже не практикуют первоначальное обучение летчиков на реактивных машинах. У нас тоже пересматривается отношение к легкомоторной авиации, вводится обязательное первоначальное обучение пилотов в аэроклубах ОСТО. Именно здесь формируются будущие курсанты авиационных училищ. Конечно, потребуются сотни и даже тысячи небольших простых, надежных самолетов. У оборонного Общества хлопот прибавится. Однако это позволит значительно улучшить качество подготовки летчиков, повысить безопасность полетов и, в конечном итоге, даст большой экономический эффект. Здесь снова можно вспомнить наш собственный опыт предвоенных лет, когда авиаспорт был поистине массовым, а Осоавиахим прекрасно справлялся со всеми организационными вопросами. На сегодняшнем уровне развития авиационной техники массовую учебно-спортивную машину можно было бы сделать очень надежной и простой в управлении.

Именно для массового авиационного спорта и потребуются «фирменные» самолеты. Они обес-

печат максимальную надежность и безопасность, длительную гарантийную эксплуатацию. При этом большие затраты на проектирование и испытание опытного образца с лихвой окупятся массовым выпуском, а главное, тем, что в большую авиацию будут приходить высококвалифицированные пилоты — энтузиасты своего дела. Впрочем, энтузиасты нужны не только за штурвалами «настоящего лайнера». Такие люди приносят большую пользу обществу и на своих рабочих местах.

А когда авиационный спорт получит массовое развитие, когда на чемпионаты страны придут и любители, тогда участие в международных соревнованиях и чемпионатах мира будет стимулом к повышению летного мастерства для сотен и тысяч молодых пилотов. Но даже в этом случае не стоит «палить из пушки по воробьям», разрабатывая для сборной страны дорогостоящие, к тому же часто уступающие заокеанским моделям, «фирменные» самолеты. Поскольку потребность в «чемпионских» машинах составляет не более трех-четырех в год, разрабатывать и строить их должны либо сами любители, они же пилоты-спортсмены, либо небольшие предприятия, работающие на принципах любительского КБ, то есть опирающиеся в работе прежде всего на здравый смысл и реальные потребности, а не на устаревшие нормы и инструкции.

База для такой работы есть и начало ей уже положено. В первую очередь надо отметить разработки студенческих КБ при авиационных институтах.

Привлечение студентов авиационно-технических вузов к разработке реальных образцов авиационной техники является наиболее прогрессивной формой обучения. В 50—60-х годах в нашей стране она обрела удачную организационную форму — студенческие конструкторские бюро (СКБ). Наибольшего расцвета это движение достигло в середине 60-х годов — в различных авиационных институтах (Харьковском, Казанском, Московском) были созданы весьма удачные образцы разнообразной авиационно-спортивной техники, в том числе планеры, самолеты, автожир. Тогда в МАИ было начато проектирование спортивно-пилотажного самолета «Квант» (рис. 87). Работу возглавлял только что окончивший МАИ Ю. Кузнецов.

Лучшим спортивно-пилотажным самолетом тогда считался Як-18ПМ, имевший площадь крыла 17 м² и размах более 10 м. На этом самолете, благодаря его большим размерам, выполнялся несложной размеренный пилотаж с невысокими угловыми скоростями вращения, «пилотаж в стиле вальса», как его называли спортсмены. Но уже на чемпионате мира 1966 г., когда Як-18ПМ завоевал все медали, наметилась тенденция к большим скоростям и более резкому выполнению пилотажных комплексов с высокими угловыми скоростями вращения. Студенты МАИ уже в то время смогли уловить эту тенденцию, ставшую исходной предпосылкой проектирования самолета «Квант».

Главной отличительной особенностью самолета, позволившей впоследствии добиться больших

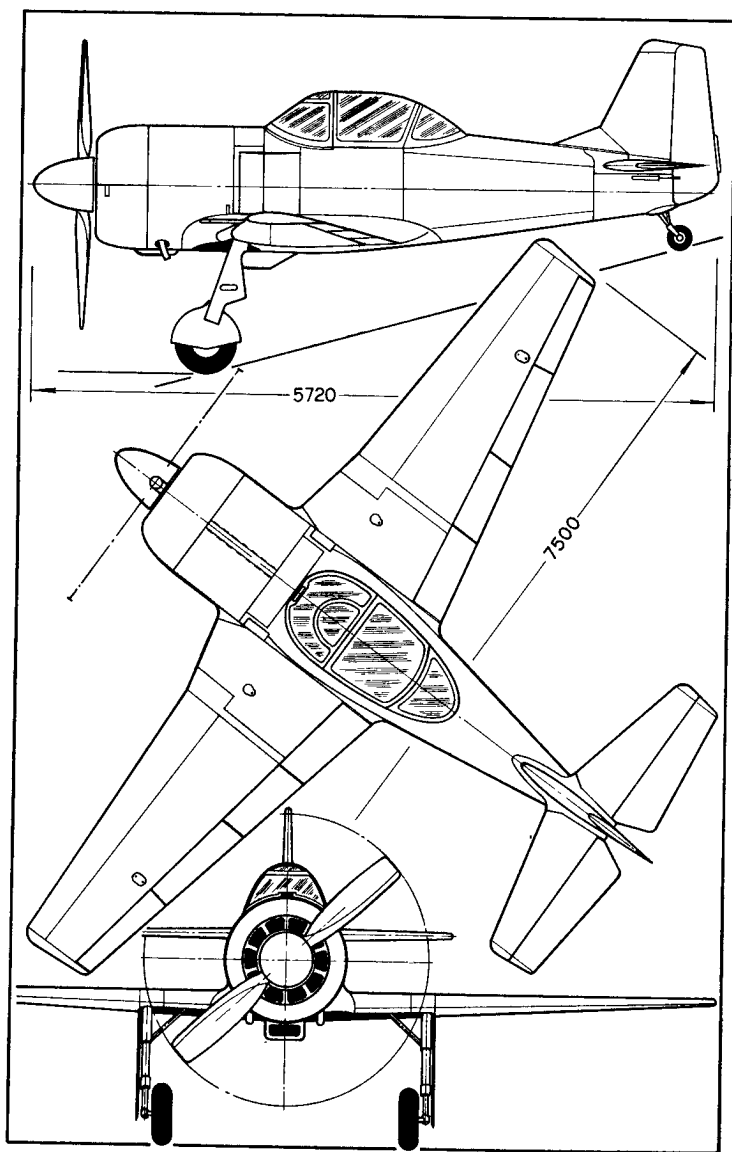


Рис. 87. Самолет «Квант». Взлетная масса — 920 кг, максимальная скорость — 380,9 км/ч, время набора высоты 3000 м — 5 мин 46,9 с, максимальная высота горизонтального полета — 6550 м, диапазон эксплуатационных перегрузок от +9 до -7, разбег — 300 м, пробег — 400 м

скоростей и быстрых вращений, стали предельно малые размеры. «Квант» имел площадь крыла всего 8,55 м² при размахе 7,36 м. Самолет был выполнен по схеме низкоплана, шасси удалось полностью убрать, разместив колеса большого размера в фюзеляже и частично в крыле.

Конструкция самолета цельнометаллическая. Фюзеляж имел ферменный силовой каркас, сваренный из стальных труб. Обшивка фюзеляжа — металлическая. Ферменная конструкция позволила сделать в обшивке фюзеляжа несколько больших люков, обеспечивающих простой доступ для обслуживания агрегатов и осмотра силового каркаса. Крыло двухлонжеронное с полками лонжеронов из высокопрочной стали, обшивки крыла дюралева, закрывающаяся на кручение. Киль и стабилизатор также двухлонжеронные с дюралевой обшивкой. Рули, элероны и закрылки обтягивались полотном.

Шасси убиралось вдоль размаха крыла по направлению к фюзеляжу. Силовая установка состояла из двигателя М-14П мощностью 360 л. с. с воздушным винтом В-530ТА-Д35. Капот мотора на выходе снабжался управляемыми створками, регулирующими поток охлаждающего воздуха. Втулка воздушного винта закрывалась большим обтекателем — коком. Фонарь кабины имел систему аварийного сброса. Для выпуска и уборки шасси, управления тормозами колес, запуска двигателя самолет снабжался пневмосистемой. Маслосистема, многие агрегаты силовой установки и самолетных систем использовались с Як-18ПМ. Бензосистема состояла из двух баков емкостью по 35 л, расположенных в крыле.

В целом концепция скоростного спортивно-пилотажного самолета минимальных размеров была рациональной и прогрессивной. В конструкции «Кванта» было немало находок и удачных оригинальных инженерных решений. Однако конструкторского и производственного опыта создателям машины не хватило. Самолет строился более десяти лет и получился очень перегруженным. Сказалось то, что студенты старались работать по нормам и правилам настоящих КБ. Отсюда завышенные запасы прочности и лишняя масса там, где ее могло и не быть. С полным комплектом контрольно-записывающей аппаратуры, установленной для испытаний, самолет имел массу более тонны, и удельная нагрузка на крыло превышала 100 кг/м².

Еще в процессе постройки «Квант» был оборудован системой непосредственного управления подъемной силой (СНУПС), состоявшей из маневренного закрылка, который был связан кинематически с рулем высоты, как на кордовой пилотажной авиамодели. Самолет прошел полную программу наземных испытаний и отработок, в том числе статические испытания на прочность специально построенного образца.

Первый полет на «Кванте» в марте 1979 г. выполнил известный летчик-испытатель В. Лойчиков. В дальнейшем самолет использовался для летной отработки и доводки СНУПС, в том числе исследовалось влияние этой системы на маневренные и пилотажные качества. Небольшие размеры самолета, хорошая аэродинамика и мощный

двигатель позволили добиться неплохих летных данных. В процессе испытаний В. Лойчиков и В. Заболотский в 1979—1981 гг. установили на «Кванте» пять мировых рекордов скорости, скороподъемности и высоты полета.

Благодаря «Кванту» СКБ реорганизовалось в отраслевое КБ при институте с множеством штатных сотрудников и серьезными задачами. Энтузиазма и студенческого задора в работе стало меньше, а опыта для решения сложных технических задач по-прежнему не хватало. Многие создатели «Кванта» со временем перешли работать в авиационную промышленность. А «Квант» проходил испытания вплоть до 1985 г. и по их завершении был продемонстрирован в полете любителями авиации на слете в 1985 г. В настоящее время «Квант» хранится в музее Московского авиационного института.

Опыт работы этого коллектива свидетельствует о больших потенциальных возможностях студенческих конструкторских бюро. Они поистине безграничны. В то же время нельзя связывать инициативу творчества, переводить ее в рамки отраслевых и штатных органов без накопления определенного опыта.

Еще одна студенческая разработка — самолет «Энтузиаст» (см. рис. 86, А), построенный в Рижском институте инженеров гражданской авиации. На самолете установлен мотор «Вальтер-Минор» мощностью 140 л. с. «Чемпионский» самолет с таким мотором не делаешь, но недостаток энергооборуженности можно компенсировать повышением аэродинамического качества за счет большого удлинения крыла. Рижские студенты, очевидно, это знали, потому что «Энтузиаста» выбрали крыло с размахом 8 м при удлинении 8,4. Самолет был изготовлен из металла и пластика. К сожалению, из-за отсутствия подходящей производственной базы доводка и доработка этого оригинального самолета растянулась на долгие годы. А ведь не хватило совсем немногого — внимания и элементарной технической помощи со стороны местных промышленных предприятий, куда обращались студенты.

Пример активной, действенной помощи энтузиастам уже много лет демонстрирует Куйбышевский авиационный завод, где работает группа самостоятельных конструкторов. В 1990 г. этот коллектив при помощи завода предполагал завершить постройку спортивно-пилотажного самолета «Акробат» (рис. 88), разработанного по тактико-техническим требованиям сборной команды страны по высшему пилотажу. На «Акробате» установлен двигатель М-14П. Шасси, включая хвостовую опору, убирается в полете. Размеры самолета и его взлетная масса несколько меньше, чем у Су-26. Конструкция цельнометаллическая. Очевидно, это будет первый в стране любительский спортивно-пилотажный самолет, к тому же выполненный на высоком, вполне профессиональном уровне.

До сих пор мы говорили о пилотажных самолетах для крупных соревнований. Спортивно-пилотажный самолет для массового применения должен быть, по нашему мнению, проще в конструкции и управлении, доступнее пилоту средней

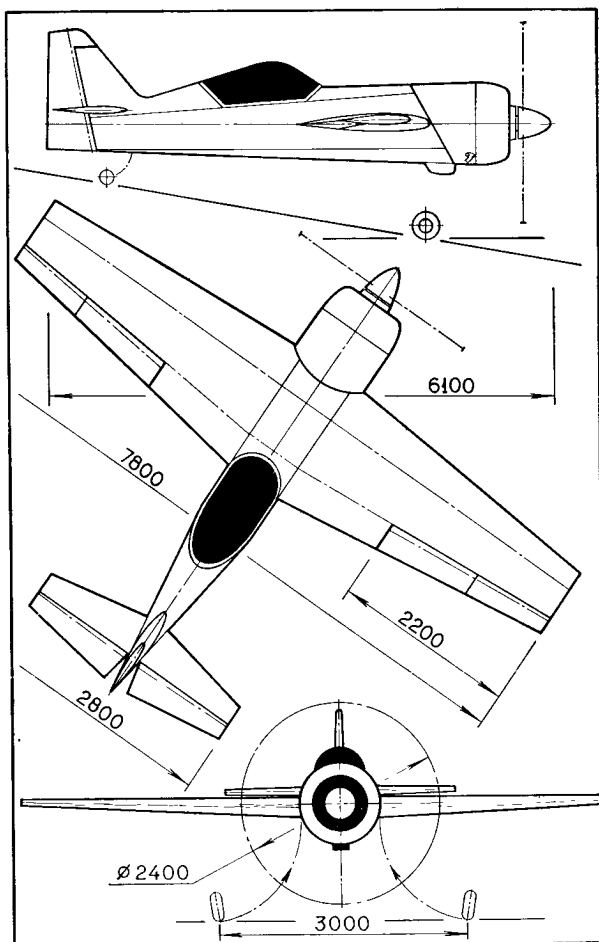


Рис. 88. Самолет «Акробат» П. Альмуззина. Двигатель М-14П мощностью 360 л. с., площадь крыла — 10 м²

и даже низкой квалификации. Такой самолет должен быть значительно дешевле, чем «чемпионский», на нем может быть установлен экономичный мотор мощностью не выше 70—120 л. с. На таком самолете невозможно победить на чемпионате мира, но можно с успехом отрабатывать все навыки пилотирования и принимать участие в соревнованиях союзного масштаба.

Прототипом хорошего массового «клубного» самолета могли бы стать А-11М и А-15 после

устранения некоторых недостатков, установки более мощного надежного двигателя и незначительного увеличения линейных размеров самолета. Такой самолет сможет выполнять фигуры прямого и обратного пилотажа гораздо более сложные, чем предусмотрено, например, программой чемпионата страны. «Клубных» спортивно-пилотажных самолетов у нас пока нет, но думается, что конструкторы-любители скоро восполнят этот пробел.

НЕ ТОЛЬКО ВЫСШИЙ ПИЛОТАЖ

Продолжим разговор о практическом, в том числе и спортивном, использовании модельных самолетов. В мировой практике любительские аппараты находят все более широкое применение для обучения и тренировки пилотов, для выполнения различных работ в народном хозяйстве, для высшего пилотажа. Однако высший пилотаж — лишь одно из направлений самолетного спорта, хотя в нашей стране воздушная акробатика считается единственным его видом. Во многих странах Запада и, в первую очередь, в США гораздо большую популярность имеют другие виды самолетного спорта, в том числе воздушные гонки. И если в высшем пилотаже еще используются «фирменные» самолеты, то в воздушных гонках участвуют самолеты исключительно любительской постройки.

В начале XX века скоростные гонки, победителя которых обычно ждал солидный приз, были самыми зрелищными воздушными состязаниями. Они приносили немалую пользу, стимулируя развитие авиационной техники. Но уже перед второй мировой войной гонки на самолетах, построенных авиационными фирмами, практически потеряли смысл, поскольку средства, затрачиваемые на постройку значительно усложнившихся гоночных летательных аппаратов, превысили разумный предел.

В послевоенные годы популярность легкомоторных гоночных самолетов превзошла всякие ожидания. Воздушные гонки получили такое развитие, что возникла необходимость классифицировать все многообразные любительские гоночные самолеты, разделив их на классы — «формулы», подобно гоночным автомобилям. Причем в каждом классе были введены строгие ограничения, в какой-то мере гарантирующие безопасность и учитывающие технические возможности аппаратов.

Наибольшей популярностью пользуются самолеты так называемой формулы I. Это самые простые машины. Они легко изготавливаются в мастерской любителя, требуют наименьших затрат на постройку и потому могут заинтересовать советских конструкторов-любителей. Требования к самолетам этого класса довольно просты: масса пустого не должна быть менее 227 кг, площадь крыла — не менее 5,95 м², рабочий объем поршневого двигателя, обязательно серийного, — 3,28 л.

За многие годы американские любители отработали и довели до совершенства схему гоночного самолета формулы I, которая на сегодняшний день, очевидно, и является оптимальной для машин подобного назначения. Сейчас гоночные самолеты похожи друг на друга как близнецы и отличаются лишь незначительными деталями конструкции.

На рис. 89 показан наиболее типичный и один из самых известных на Западе гоночных самолетов формулы I — «Кассат». Он разработан американским линейным пилотом, конструктором-любителем Томом Кассатом еще в 1954 г. С тех пор самолет практически не изменялся. Он размножен по авторским чертежам в сотнях экземпляров. И сегодня на этой машине любители завоевывают победу на многих соревнованиях.

Самолет представляет собой среднеплан классической аэродинамической схемы, довольно небольших размеров: его длина — 4,87 м, размах крыла составляет 4,54 м, площадь крыла — 6,22 м². Самолет снабжен неубирающимся шасси рессорного типа. Аэродинамическое сопротивление, создаваемое таким шасси с колесами, заключенными в обтекатели, на скоростях, характерных для машин данного типа, совершенно незначительно. Использование же неубирающегося шасси значительно упрощает постройку и повышает надежность самолета.

Конструкция машины чрезвычайно проста. Фюзеляж представляет собой сварную трубчатую ферму, обтянутую полотном. Крыло цельнодеревянное двухлонжеронное с фанерной обшивкой. Разъемов по размаху у крыла нет. При стыковке с фюзеляжем оно укладывается сверху на ферму. При этом кабина пилота располагается между двумя лонжеронами. Фонарь кабины, переходящий в гаргрот фюзеляжа, имеет минимальные размеры. Оперение также простейшей конструкции. Его каркас состоит из стальных труб, согнутых по контуру киля, стабилизатора и рулей. Руль высоты снабжен также трубчатым лонжероном и несколькими нервюрами из тонких трубок. Все оперение обтянуто полотном.

Сложного бортового оборудования для гонок не требуется. Но поскольку многие участники к месту соревнований перелетают на своих самолетах, кабины иногда снабжаются курсовыми

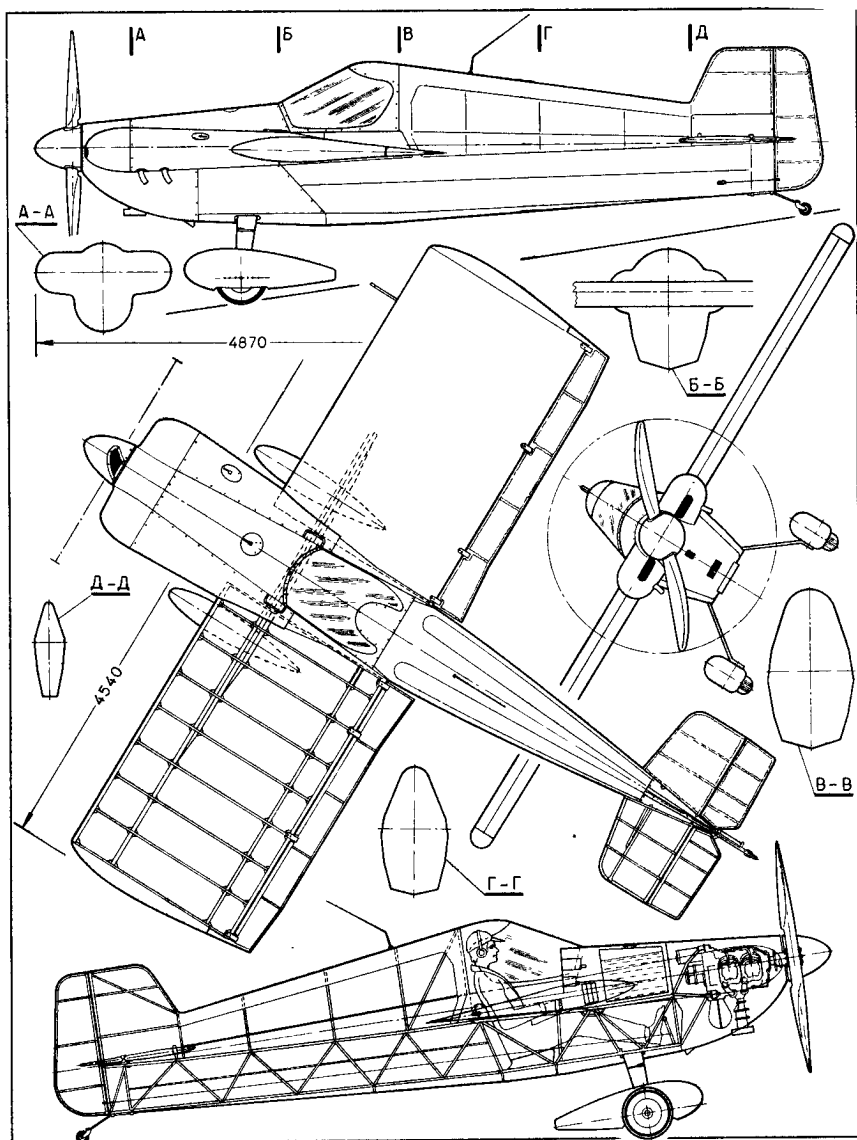


Рис. 89. Гоночный самолет «Кассат» Т. Кассата (США)

системами, авиагоризонтами и другими приборами.

Самолет в разных вариантах оснащался двигателями мощностью от 85 до 100 л. с. Это позволяло развивать максимальную скорость до 370 км/ч. Поскольку гонки проводятся на очень малой высоте и ограничены по времени, другие характеристики (потолок, дальность, скороподъемность) большого значения для аппарата не имеют. Однако маневренность самолетов формулы I довольно высокая, так как правилами соревнований предусмотрены крутые развороты в поворотных пунктах. Да и для избежания столкновений в воздухе пилотам иногда приходится использовать довольно резкие маневры.

Подробнее о правилах гонок можно узнать из книги С. Яковлева «Спортивные самолеты»*. Здесь отметим, что гонки обычно проводятся вокруг двух столбов — пилонов, расположенных на расстоянии от 2 до 6,5 км друг от друга. Поэтому все соревнования проходят «на виду» и привлекают большое количество зрителей.

Подобные состязания практикуются также в Англии, Франции, Германии. Однако в каждой стране правила гонок и требования к самолетам имеют некоторые отличия. Международная федерация авиационного спорта не раз уже пыталась провести чемпионат мира по воздушным гонкам, но выработать единые международные требования к машинам этого типа и единые правила соревнований до сих пор не удалось.

В СССР воздушные гонки не проводились уже более пятидесяти лет. В период активного развития легкомоторной авиации дальние перелеты для этой техники были самым серьезным экзаменом. Их результат расценивался выше, чем государственные испытания. Вскоре перелеты легких самолетов стали массовыми, в них принимали участие уже десятки самых разнообразных аппаратов. Некоторое время спустя перелеты стали именоваться скоростными, а затем и воздушными гонками.

В них участвовали обычно спортивные и учебные машины, поскольку главной задачей соревнований первоначально был отбор лучших аппаратов. «Главный приз» таких состязаний — запуск самолета-победителя в серийное производство. В свое время в гонках отличились АИР-6, УТ-1 и УТ-2 А. С. Яковлева. Эти самолеты строились в нашей стране серийно для аэроклубов Осоавиахима.

В 1939 г. в СССР был объявлен конкурс на скоростной спортивный самолет для участия в гонках, которые планировалось провести в 1941 г. Молодые конструкторы разработали несколько оригинальнейших проектов. Война не позволила их реализовать. В послевоенные годы, несмотря на усилия многих энтузиастов, гонки так и не возобновились.

Однако стремление к рекордам и дальним перелетам, конечно, осталось. При этом, когда не хватало сил для постройки оригинальных самолетов, энтузиасты дорабатывали серийные машины. В результате этой работы появились

такие самолеты, которые установили не один рекорд. Яркий тому пример — семь всесоюзных рекордов дальности и скорости на базе 2000 км, установленных в 1968—1969 гг. Геннадием Катышевым.

Летчик-спортсмен, член сборной страны по высшему пилотажу Г. Катышев хорошо освоил чехословацкий Z-226 и пришел к выводу, что машина обладает большими возможностями, которые можно реализовать при соответствующей доработке ее конструкции. С помощью таких же, как и он сам, энтузиастов Геннадий модернизировал фюзеляжную ферму самолета и полностью переделал бензосистему, установив несколько баков в фюзеляже и два на консолях крыла. В результате общий запас топлива превысил 400 л, что обеспечивало продолжительность полета более 20 ч. Доработанный самолет конструктор-любитель назвал SRZ-226 (специальный рекордный).

К полетам SRZ-226 допустила специально созданная техническая комиссия ЦК ДОСААФ, прибывшая в Тамбов, где работал и летал Г. Катышев. Проверив все чертежи и расчеты, комиссия тщательно осматрела самолет и «благословила» рекорды, которые в нашей стране до сих пор не превзойдены.

В последнее время всесоюзные авиационные рекорды не регистрируются. Однако для конструкторов самодельных самолетов такая регистрация могла бы стать хорошим стимулом к техническому творчеству.

Наряду с созданием рекордных, гоночных и пилотажных самолетов любители нашли и еще одно интереснейшее применение своим знаниям, опыту и энтузиазму. Речь идет о постройке летающих копий исторических самолетов в уменьшенном масштабе, на Западе их называют «реплики». Соревнования на этих самолетах пока не проводятся, хотя вполне можно представить себе такие встречи, организованные так же, как проводят состязания авиамоделисты по летающим моделям-копиям.

Масштабы уменьшения при постройке «реплик» выбирают произвольно. Для истребителей времен второй мировой войны чаще всего используются масштабы 2:3 или 5:8. Главный критерий при выборе масштаба уменьшения — возможность постройки самолета достаточно маленьких габаритов и массы, чтобы можно было использовать стандартный легкий двигатель. Кроме того, маленькую машину легче изготовить в мастерской любителя.

Для «реплик» используются самые разнообразные типы конструкции в зависимости от возможностей любителя: деревянные, цельнометаллические, цельнопластмассовые. Однако чаще предпочтение отдается простейшим типам конструкции — ферменным сварным фюзеляжам с полотняной обшивкой и деревянными крыльями.

Для копирования любители выбирают самые разные, чаще одномоторные, самолеты-прототипы. Наибольшей популярностью пользуются истребители первой и второй мировых войн.

Что же привлекает самодельных конструкторов

* Яковлев С. Спортивные самолеты. М., ДОСААФ, 1981

торов в создании «реплик»? Если отвлечься от внешних форм аппарата, «реплика» — это обычный легкомоторный самолет тренировочного типа. Правда, на нем нельзя участвовать в соревнованиях по высшему пилотажу или в воздушных гоках. Но в авиации очень сильны романтические начала. И если уж невозможно найти романтику в буднях современной авиации, то любители доступными им средствами стараются восполнить этот пробел, воскресив самые романтические страницы авиационной истории.

Демонстрационные полеты исторических копий привлекают громадное внимание. В последнее время в США, Англии и Германии даже устраиваются большие авиационные шоу, в которых участвуют только «реплики». Праздники приносят не только удовлетворение пилотам и зрителям, но и немалые доходы организаторам.

В нашей стране «реплики» также нашли своих почитателей среди конструкторов-любителей. Одна из первых таких машин у нас построена в 1976 г. старейшим ленинградским авиамоделем Евгением Мелентьевым. Самолет был создан для съемок художественного фильма «Воздухоплаватель», посвященного зарождению авиации, и напоминал «Фарман» начала века. «Реплика» успешно летала, «сыграв» одну из главных ролей в фильме, сейчас хранится в монинском музее авиации.

Как видим, бережное сохранение и воссоздание исторических самолетов в уменьшенном масштабе может принести немалую пользу киноискусству. Во многих странах при крупных киностудиях уже давно существуют специальные музеи, в которых хранится авиатехника прошлых лет как в натуральных образцах, так и в виде «реплик». Разумеется, она используется не только для киносъемок, но и для показательных выступлений.

Великолепную «реплику» исторической легкомоторной амфибии Ш-2 в 1989 г. построили любители в городке Урай Тюменской области. Авиамоделисты, увлеченные мечтой возродить знаменитый самолет В. Б. Шаврова, не имели ни специального авиационного образования, ни связей с авиационной промышленностью, да и до ближайшего авиазавода более 1000 километров. Зато были золотые руки и светлые головы. Этого вполне хватило, чтобы через год напряженной работы осуществить свою мечту. Мотор М-11, использовавшийся на прототипе, найти не удалось, его заменила чехо-словацкая «Прага» мощностью 74 л. с. Полноразмерный Ш-2 (рис. 90) с таким мотором не построить, но для авиамоделиста, создавшего не одну модель-копию, не составило труда изготовить самолет в масштабе 0,75 к прототипу. Так он стал «репликой».

Ш-2 доставили в Ригу на всесоюзный смотр-конкурс (СЛА-89). Техническая комиссия не сделала по самолету ни единого замечания, летчик-испытатель Юрий Шеффер выполнил на Ш-2 первый полет и дал машине отличную оценку. Потом было множество полетов и с суши аэродрома «Спилве», и с воды гидродрома СЛА-89 на Киш-озере. Самолет двухместный, пассажирами в этих полетах были и члены тех-

кома, и ветераны авиации, и авторы самолета Сергей Маркушин, Александр Ластовкин и другие. Работа авиамоделистов была отмечена одной из главных премий СЛА-89.

Тюменский Ш-2 имеет цельнодеревянную конструкцию, почти такую же, как на самолете 30-х годов, за исключением шасси, снабженного жидкостно-газовой амортизацией. Шасси устанавливается или снимается при подготовке самолета к полетам с воды или с суши. Разумеется, аэродинамическая схема, конструкция и компоновка Ш-2 сейчас представляют лишь исторический интерес. Тем не менее, народное хозбюро, на наш взгляд, испытывает нужду в легкомоторных самолетах-амфибиях и в наши дни. И даже Ш-2 в своем первоначальном виде мог бы и сегодня принести огромную пользу. Поэтому тюменские любители решили к следующему лету построить два уже полноразмерных Ш-2.

Постройка полноразмерных копий самолетов — еще одно интересное направление в воссоздании исторической техники. На Западе почти при всех авиационных музеях существуют специальные группы, занимающиеся реставрацией и постройкой полномасштабных копий. Как правило, эти группы состоят из профессионалов высочайшей квалификации, работающих с энтузиазмом и вдохновением. Часто исторические самолеты воссоздаются по сохранившимся чертежам. Почти все они способны летать.

Подобные примеры есть и в нашей стране. Так, в 1976 г. в ОКБ А. С. Яковлева по подлинным чертежам были построены два полноразмерных учебных самолета 30-х годов — УТ-2. Для этих самолетов удалось найти и восстановить двигатели М-11, такие же, как в 30-е годы. Сейчас оба самолета хранятся в авиационных музеях. В музее ОКБ А. С. Яковлева имеется также полноразмерная копия исторического самолета АИР-1, воссозданная в 70-х годах по образцу, созданному Яковлевым в 1927 г. Копия практически не отличается от своего исторического прототипа.

Подобные разработки были выполнены и любителями. В 1988 г. курсанты Сасовского летного училища гражданской авиации завершили постройку известного учебного биплана По-2. Предварительно нашли двигатель, металлические узлы, приборы, когда-то использовавшиеся на таком же самолете. В конце 1988 г. летчик-испытатель Виктор Заболотский поднял биплан в воздух.

Такой же По-2 несколько раньше построили студенты Рижского института гражданской авиации под руководством выпускника института [Виктора Ягнюка]. Самолет строили по заданию Ульяновского музея гражданской авиации. Вскоре студенты взяли за решение более сложной и объемной задачи.

Хорошо известно, какую важную роль в истории отечественной авиации сыграл самолет-разведчик Р-5 конструкции Н. Н. Поликарпова. В свое время у нас было выпущено более 7000 машин этого типа. Однако до наших дней не дошел ни один из этих легендарных бипланов. К воссозданию Р-5 и приступили рижские студенты, решив сделать самолет летающим.

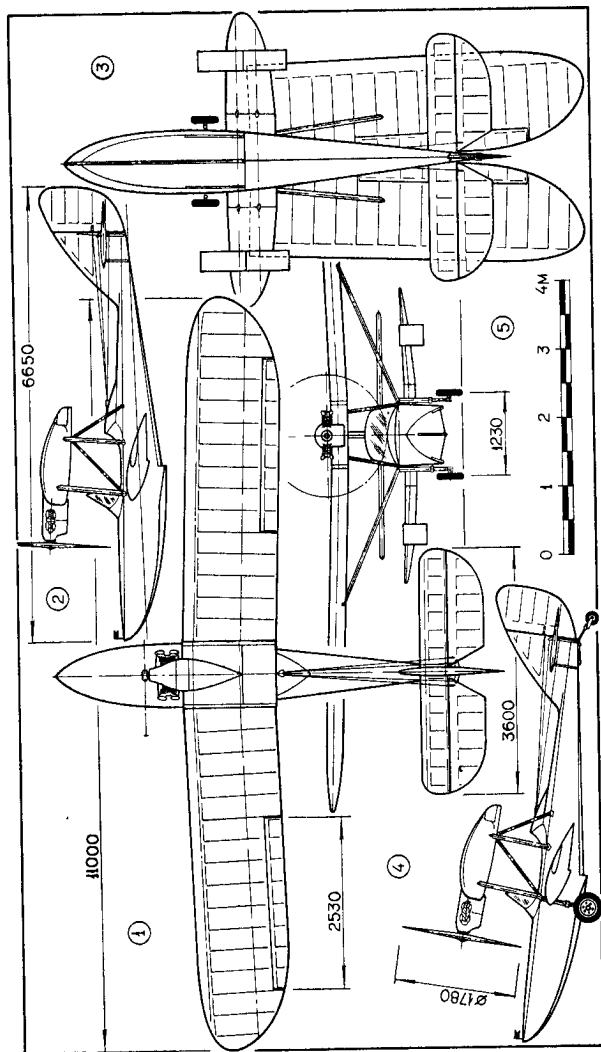


Рис. 90. Самолет-копка Ш2. Двигатель «Прага» мощностью 74 л. с., безредукторный, частота вращения — 2100 об/мин, диаметр вала — 1,78 м, шаг винта — 1,05 м, статическая тяга винта — 140 кг, взлетная масса (с двумя пилотами) — 570 кг, масса пустого — 400 кг, максимальная скорость — 130 км/ч, скорость сваливания — 70 км/ч, скороподъемность у земли — 2 м/с

1 — вид сверху 2 — самолет со снятым сухопутным шасси, подготовленный для полетов с воды, 3 — вид снизу, крыло сложено для транспортировки и хранения, 4 — самолет с сухопутным шасси, 5 — вид спереди с сухопутным шасси, 6 — вид сзади с сухопутным шасси

Начали с тщательного изучения и сбора всей сохранившейся технической документации. К сожалению, ее оказалось совсем немного. По фотографиям и описаниям воссоздавали чертежи каждого узла. В процессе работы пришло сообщение о том, что на Памире на высоте около 5000 м обнаружен Р-5, совершивший там вынужденную посадку в конце 30-х годов.

Снарядили экспедицию, освоили альпинистские навыки. Группа энтузиастов добралась до самолета. К восстановлению он, к сожалению, оказался непригодным. Однако сохранившиеся останки самолета оказали неоценимую услугу: по ним удалось точно восстановить чертежи многих деталей.

Больше всего хлопот строителям копии доставил мотор М-5. Найденный на Памире Р-5 оказался без двигателя. В довоенные годы таких моторов в нашей стране было выпущено десятки тысяч. До наших дней, как считалось, не дошло ни одного. Студенты все же решили обьявить «всесоюзный розыск». Вскоре на одной из запольных складских баз вдруг нашелся «почти новенький» мотор.

Постройка Р-5 заняла несколько лет. Воссоздание исторической техники, да еще в летающем варианте,— работа крайне сложная, кропотливая, не терпящая спешки. Добиться хороших результатов без глубокого изучения документальной основы практически невозможно. Примеры этому тоже есть.

Несколько лет назад студенты Харьковского авиационного института по заказу кинематографистов построили полноразмерный гидроплан М-9 конструкции Д. П. Григоровича. Эта машина, созданная в 1914 г., является одной из славных страниц в истории отечественной авиации. Постройка достаточно сложного гидросамолета, оснащенного двигателем мощностью 210 л. с., потребовала немалых усилий от группы студентов.

Однако на сбор и изучение документации времени не хватило. Работали, как говорят, на глазок. В результате самолет лишь на расстоянии напоминал исторический М-9. Конечно, кинематографисты, снимавшие харьковскую копию гидроплана в фильме «Крылья», были удовлетворены и этим, но историческая правда явно пострадала. Огромный труд, затраченный на постройку машины, не принес по-настоящему значимого результата.

Тщательное изучение сохранившихся документов при воссоздании исторических машин не должно ограничиться чертежами первоначальных вариантов. Необходимо проследить весь ход работы над аппаратом в процессе его совершенствования, так как при разработке и последующей летной доводке почти каждой машины конструкторы находили и применяли новые, более рациональные технические решения, обеспечивавшие повышенную прочность и надежность конструкции, наилучшие характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Можно привести такой пример: частые поломки днища лодки М-9 при посадках еще в начале века заставили Д. П. Григоровича установить

на днище гидроплана 10-миллиметровую березовую фанеру повышенной прочности и закрепить ее латунными шурупами, что исключало загнивание древесины. Студенты ХАИ на своей копии сделали днище из 3-миллиметровой строительной фанеры и закрепили его железными гвоздями. В результате и без того слабое днище летающей лодки за время первых полетов на съемках фильма успело основательно подгнить. И когда гидроплан привезли в Киев для участия в СЛАН-85, днище проломилось при очередной посадке и самолет чуть не утонул в Киевском водохранилище. Пилотам пришлось искупаться. К сожалению, это была не единственная неприятность, преподнесенная летчикам харьковской машиной. Не меньше хлопот доставили переделанные в несколько раз по сравнению с прототипом рули высоты. Даже на земле для удержания рулей в нейтральном положении летчику приходилось прикладывать к ручке усилие 15—20 кг. В результате в полете при отдаче ручки от себя летчику надо было уменьшать тянущие усилия, что противоречило общепринятым стандартам управления.

Всех этих неприятностей могло и не быть, если бы авторы копии более внимательно освоили конструкцию исторического прототипа, разобрались в функциях каждой детали, познакомились с технологией изготовления. Надо отметить, что конструкторы, создавшие самолеты-прототипы, знали очень многое, находили такие инженерные и технические решения, которым и сейчас можно позавидовать. Знакомство с этими данными пополняет теоретические и технические знания будущих авиационных инженеров.

До сих пор мы говорили о копиях самолетов, заслуги которых остались далеко в прошлом, но есть копии и другого рода — устремленные в будущее.

В конце 70-х годов ВВС США объявили конкурс на новый реактивный учебный самолет. Победу в конкурсе одержала американская фирма «Фэрчайлд», предложившая проект двухместного двухмоторного самолета Т-46. Его постройке предшествовала тщательная подготовка. Были выполнены продувки моделей в аэродинамической трубе, проведены расчеты на ЭВМ, испытания образцов. Однако все эти проектные исследования не дали полной уверенности в правильности выбранной аэродинамической компоновки.

Тогда фирма заказала известному конструктору-любителю Берту Рутану летающую копию нового самолета в масштабе 5:8, и он успешно выполнил задание — построил из пластика маленький одноместный самолет с двумя реактивными двигателями тягой по 90 кг, в точности воспроизводивший все геометрические пропорции спроектированной машины. Летные испытания «модели» Рутана позволили задолго до первого полета учебного Т-46 исследовать особенности его аэродинамической компоновки, обнаружить ошибки и выполнить необходимые доработки.

Можно привести и другие факты умелого использования копий самолетов будущего. Еще один яркий пример тому уже не учебная, а боевая машина. Речь идет о шведском истребителе

«Дракен». Он был сконструирован по очень необычной аэродинамической схеме — «бесхвостки» с крылом малого удлинения и с очень большими «наплывами» в корне крыла. В них были спрятаны воздухозаборники реактивного двигателя. Постройке этого самолета предшествовала сначала кордовая летающая модель. Но она не в полной мере удовлетворила исследователей. Они сделали маленький пилотируемый самолет-копию будущего «Дракена». И это обеспечило успех. Все необходимые работы по доводке схемы были выполнены на этой копии.

Метод исследования летных характеристик проектируемых самолетов на уменьшенных пилотируемых экспериментальных копиях в последнее время получает все большее распространение. Он позволяет экономить огромные средства, обычно затрачиваемые на «отладку аэродинамической схемы» на уже готовом полноразмерном самолете. А пример Берта Рутана показывает, что в этом деле конструкторы-любители, работающие по заданиям ОКБ и научных институтов, могли бы принести немалую пользу большой авиации.

Однако самодельные летательные аппараты могут иметь и совершенно самостоятельное практическое применение. Состоявшийся в 1989 г. в Ринге смотр-конкурс убедительно показал, что в любительском авиационном строительстве все заметнее проявляется тенденция к созданию летательных аппаратов, предназначенных для решения конкретных хозяйственных задач. Одно из самых ярких проявлений этого направления сельскохозяйственный самолет «Аушра» («Заря»).

Это самый большой летательный аппарат, когда-либо создававшийся авиалюбителями Советского Союза. Максимальная взлетная масса машины — 2200 кг, целевая нагрузка — 800 кг — своеобразный рекорд грузоподъемности. На самолете установлен звездобразный авиационный двигатель М-14П. Сконструировал и построил «Аушру» (рис. 91) практически в одиночку профессиональный пилот из Паневежиса Владас Кеңсгайла по договору с местным колхозом «Аушра». Конечно, главное достоинство машины не в ее «гигантских» размерах. Самолет предназначен для выполнения авиационных работ в народном хозяйстве, для чего снабжен большим баком для жидких хмичикатов и специальной аппаратурой для их распыления.

Проблема создания нового сельскохозяйственного самолета перед нашей авиацией стоит давно. До сих пор считалось, что новая машина должна быть еще больше, чем известный билпан Ан-2. Однако в последние годы, как известно, резко обострились экологические проблемы. С другой стороны, сельскохозяйственные предприятия, переходя на хозрасчет, не желают больше расходовать средства на сельскохозяйственную авиацию в прежних размерах. Так или иначе, большие сельскохозяйственные самолеты в ближайшем будущем уже не найдут применения. Поэтому «Аушра», снабженная экономичным серийным двигателем, по-видимому, является удачным решением проблемы и хорошей подсказкой профессиональным конструкторам.

Всесторонне оценен летные данные и конструкцию машины, техком и летчики-испытатели

представили автора самолета к награждению первой премией Минавиапрома СССР — 10 000 рублей. Из технических особенностей самолета, способствовавших его скорой постройке, снижению стоимости, достижению лучших летных характеристик и высокой надежности, стоит отметить крыло с фиксированным предкрылком и целевым закрывком от самолета Як-12Р, с той же машины использовано горизонтальное оперение. Словая установка, шасси и системы аналогичны Як-52. Фюзеляж самолета изготовлен целиком из пластика, кабина расположена перед стеклопластиковым баком для хмичикатов, находящимся в центре тяжести. Высокое расположение кресла пилота обеспечивает отличный обзор. В кабине рядом с летчиком при перегонах может занять место механик. Достаточно высокая энергооборуженность и сравнительно низкая удельная нагрузка на крыло обеспечивают «Аушру» отличную маневренность, короткие разбег и пробег, столь необходимые на площадках ограниченных размеров.

«Аушра» вполне может служить прототипом для серийной машины, кроме того, это прекрасный пример для конструкторов и пилотов-любителей: каждый сам может построить самолет, сам может на нем летать и сам же может выполнять всевозможные работы в народном хозяйстве, где для легкомоторной авиации существует множество областей применения.

Создание легкого многоцелевого самолета для народного хозяйства на сегодняшний день одна из актуальнейших задач. Такой самолет может использоваться, например, для доставки мелких грузов, ведения аэрофотосъемки, патрулирования лесов, нефти- и газопроводов, линий электропередач, шоссейных дорог, для ультрамалообъемной обработки посевов хмичикатами и для многого другого. Подводя итог многочисленным беседам с представителями различных отраслей народного хозяйства, можно так сформулировать концепцию легкого многоцелевого самолета: это должна быть двухместная машина, одномоторная или двухмоторная, способная помимо двух членов экипажа перевозить еще и 50—70 кг груза в объеме бака, в котором при необходимости должна устанавливаться различная радиоэлектронная и фотоаппаратура. Самолет должен иметь дальность полета 500—600 км, крейсерскую скорость 120—150 км/ч, потолок до 4000 м, разбег и пробег в пределах 150 м и минимально возможную стоимость летного часа.

Наша авиационная промышленность подобными самолетами пока не занимается, оставив широкое поле деятельности для конструкторов-любителей. Из них наибольших успехов, пожалуй, добились модельщики из Воронежа, построившие в клубе авиационного завода под руководством В. Пивоварова билпан «Дебют» (рис. 92). Самолет оснащен авиационным двигателем «Вальтер-Минор», полностью соответствует техническим требованиям к машинам такого класса, а в его просторном баке может размещаться даже третий член экипажа. Конструкция самолета цельнометаллическая. Несмотря на неказистый внешний вид, он хорошо

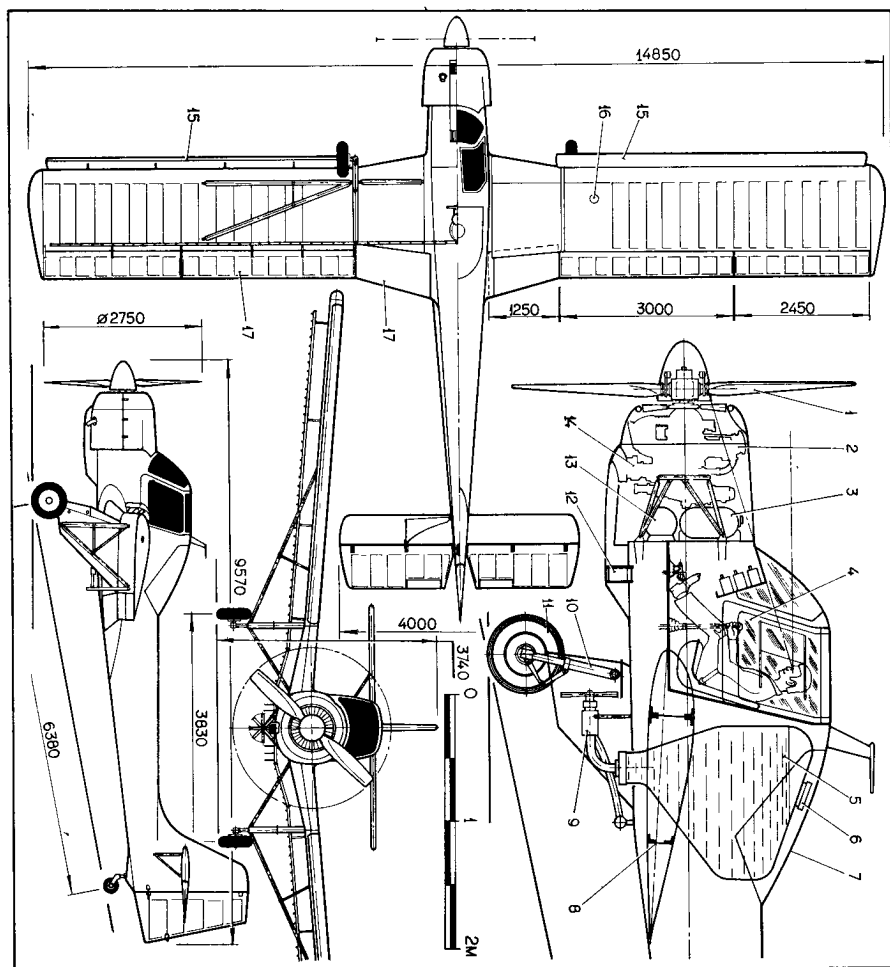


Рис. 91. Сельскохозяйственный самолет «Аушра». Двигатель М 14П мощностью 360 л с, площадь крыла — 28,4 м², взлетная масса — 2200 кг, масса пустого — 1140 кг, диапазон полетных центровок 28—41% САХ, скорость сваливания — 65 км/ч, максимальная скорость — 220 км/ч, скороподъемность у земли — 6 м/с, дальность полета — 450 км:

1 — воздушный винт В 5307А Д35 с лопастями диаметром 2,75 м, 2 — двигатель М 14П, 3 — маслябак, 4 — застекленные двери кабин открываются поворотом вверх, 5 — бак для жидких химикатов, 6 — заливная горловина бака, 7 — съемная крыша обтекателя заднего отсека, 8 — задний люк обтекателя, 9 — солесепаратор для распыления жидких химикатов, 10 — стойка шасси с жидкостью газовой амортизации, 11 — колесо размером 600х180 мм с пневматическим тормозом, 12 — маслярадиатор, 13 — баллон для сжатого воздуха, 14 — карбюратор двигателя, 15 — фиксированный предкрылок, 16 — заливная горловина бензобака, 17 — закрылок

летает, прост в управлении, надежен и безотказен, о чем свидетельствуют многочисленные успешные полеты «Дебюта» из Воронежа в Москву, Ярославль, Ригу.

До начала смотра в Риге «Дебют» совершил немало полетов, а самолет «Шешупе» (рис. 93), построенный Альгимантасом Кашубой из литовского города Мариямполя, на этом слете впервые поднялся в воздух. «Шешупе» может

решать примерно те же задачи, что и «Дебют», но представляет собой классический подкосный моноплан с высоким расположением крыла. Такая схема, по-видимому, наиболее приемлема для легкого народнохозяйственного самолета. Первый же полет, выполненный летчиком-испытателем Ю. Шеффером, показал, что автор «Шешупе» не ошибся в своих надеждах.

Любительские разработки легких многоцелевых

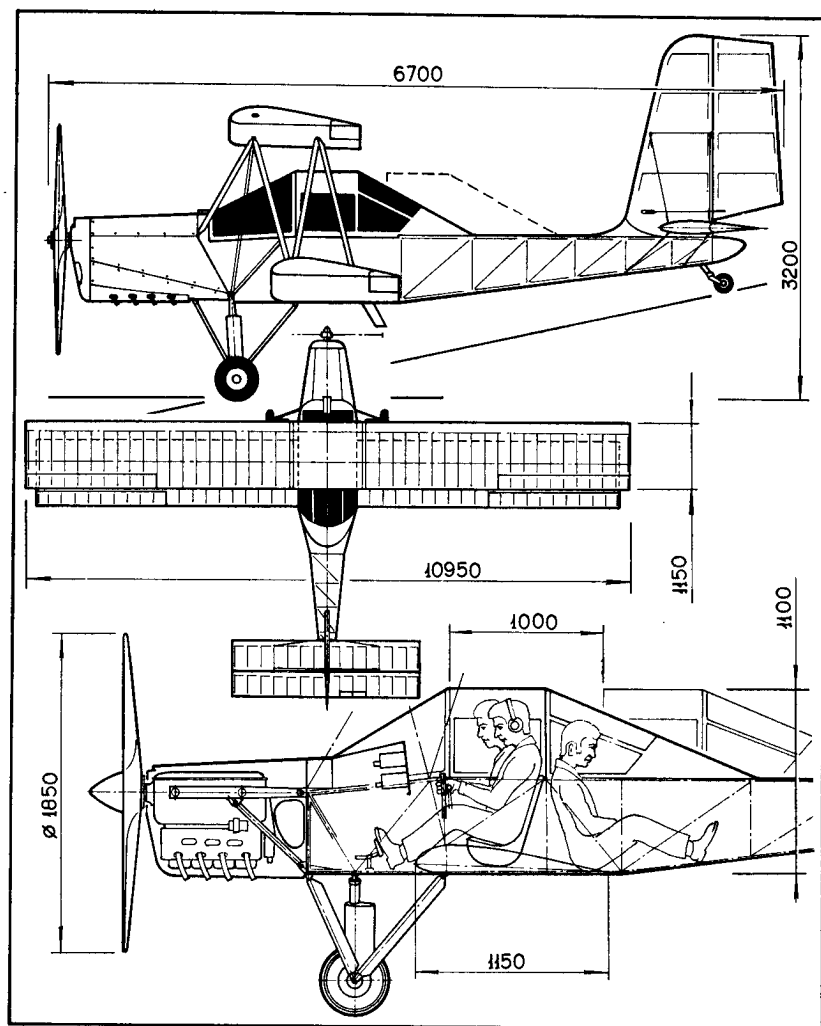


Рис. 92. Самолет «Дебют». Двигатель мощностью 140 л. с., площадь крыла — 24,1 м², взлетная масса — 600 кг, масса пустого — 600 кг, диапазон полетных центровок — 27—35% САХ, скорость сваливания — 60 км/ч, максимальная скорость — 150 км/ч, скороподъемность у земли — 4 м/с, дальность полета — 500 км

самолетов дали мощный импульс к развитию легкомоторной авиации в стране. Уже в 1990 г. у нас появились первые промышленные образ-

цы легкомоторных самолетов, предназначенных для использования в различных отраслях народного хозяйства.

НЕ РАДИ ОРИГИНАЛЬНОСТИ

Самолеты «нормальной» аэродинамической схемы, у которых крыло расположено впереди горизонтального оперения, использующегося для балансировки и управления, составляют основу современной авиации. Но, пожалуй, не было ни одного конструктора, который не пытался хотя бы раз отойти от классической схемы. В результате появилось множество вариантов. В этом разделе дана попытка классифицировать наиболее оригинальные из них и помочь любителям в выборе схемы будущего самолета.

Напомним, что любой летательный аппарат «стоит на трех китах»: способе создания подъемной силы, способе создания горизонтальной тяги, способе балансировки и управления. Отсутствие любого из этих компонентов делает перемещение в воздушном пространстве невозможным. Очень часто один и те же устройства в летательном аппарате выполняют несколько функций. Например, у вертолета несущий винт используется и для создания подъемной силы, и для получения горизонтальной тяги, и для обеспечения балансировки и управления. Рассмотрим каждый из трех компонентов подробнее.

Способов создания подъемной силы на сегодняшний день известно не так уж много. Самый древний — аэростатический. Воздушные шары — наиболее яркие представители этого способа — применялись более 300 лет назад. Второй вариант — несущее крыло, которое может быть жестким, как у самолета, или мягким, как у дельтаплана. Третий вариант устройства для создания подъемной силы — несущий винт, используемый на вертолете. Он имеет очень много общего с жестким крылом. Наконец, четвертый способ — реактивный, с применением ракетного или турбореактивного двигателя, который может иметь и поворотное сопло, как на современных вертикально взлетающих самолетах.

Широко известных способов создания горизонтальной тяги всего два: воздушный винт в различных комбинациях и реактивный двигатель. В зависимости от назначения воздушный винт может иметь больший или меньший диаметр, разное число лопастей, иногда винт заключают в кольцо. При уменьшении диаметра винт превращается в вентилятор. Однако суть винта как способа создания горизонтальной тяги от этого не меняется. Существует еще один способ получения горизонтальной тяги — «реактивный вен-

тилятор» с решетками, используемый на аппаратах на воздушной подушке. Вентилятор создает подъемную силу, а поворотные решетки снизу позволяют управлять вектором тяги (подъем, горизонтальный полет, реверс). Такой вентилятор впервые был применен профессором В. И. Левковым.

Как уже отмечалось, на вертолете часть вертикальной тяги несущего винта используется для горизонтального перемещения, при этом создается, как говорят вертолетчики, пропульсивная сила.

На первый взгляд может показаться, что воздушный шар и планер лишены устройств, создающих горизонтальную тягу. На самом деле это не совсем так. У планера для создания продольной силы, необходимой хотя бы для преодоления аэродинамического сопротивления, расходуется потенциальная энергия, а у воздушного шара, являющегося, по сути дела, летающим парусником, для горизонтального перемещения используется кинетическая энергия ветра.

Выше перечислены способы создания тяги и подъемной силы, реализованные на сегодняшний день на практике. Однако есть идеи, уже много лет будоражащие умы создателей летательных аппаратов, но до сих пор не получившие практического воплощения в жизнь. К их числу прежде всего можно отнести идею махолета — летательного аппарата, у которого и подъемная сила, и горизонтальная тяга создаются машущим жестким или достаточно упругим крылом. С незапамятных времен человек пытался взлететь, копируя птицу. Первые попытки были связаны с машущими крыльями за спиной.

Часто идея махолета ассоциируется с идеей мускулолета. Давно доказано, что машущий полет с использованием мускульной силы практически невозможен. Наиболее парадоксальные, подчас просто безграмотные проекты летательных аппаратов чаще всего встречаются у конструкторов-любителей, пытающихся создать мускулолет. Зачастую они не признают никаких авторитетов, никакой науки и никакой теории, занимаются только своим собственным проектом.

Однако среди «махолетчиков» есть и серьезные исследователи. Например, доцент Московского авиационного института, кандидат технических наук Валентин Афанасьевич Киселев. Он много лет занимается изучением машущего крыла, его

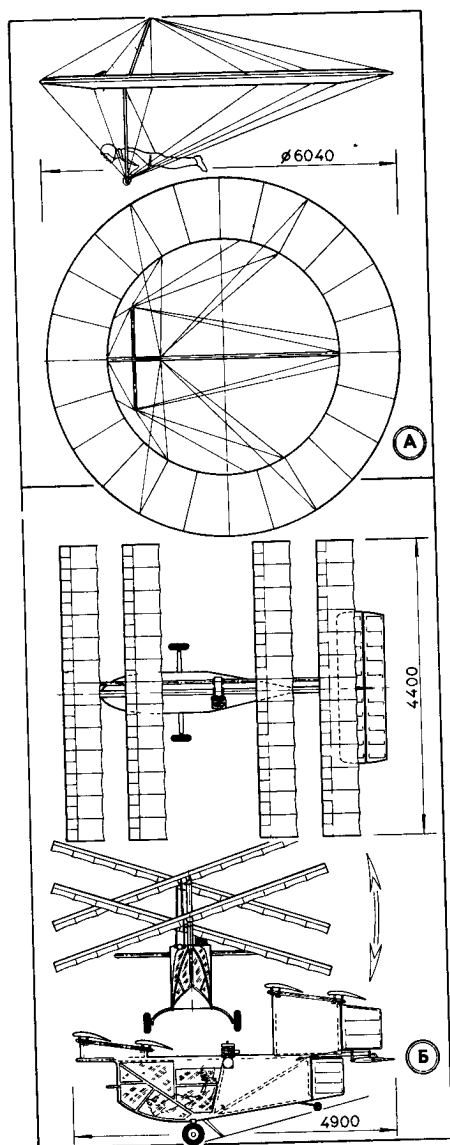


Рис. 94 Экспериментальные летательные аппараты, демонстрировавшиеся на СЛИА-87 в Москве:

А — баллистический плавник «Кольчеллан» А Жукова (Уфа)
 Б — макет «Игитина» В Топирова (Воткинский)

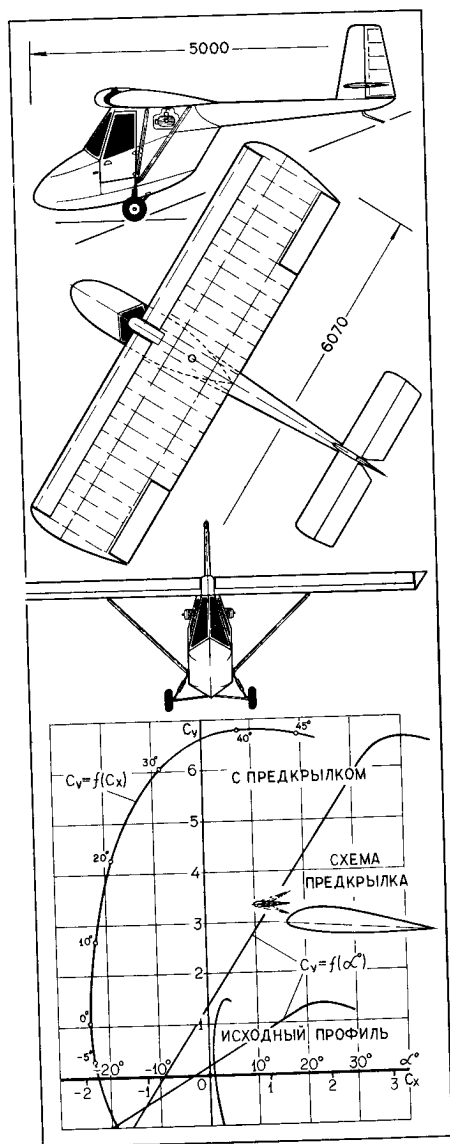


Рис. 95. Самолет А. И. Болдырева

испытаниями в аэродинамических трубах и на летающих моделях. Как советовал Н. Е. Жуковский, В. Киселев старается использовать для полета не мускульную силу, а приспособить двигатель. В последнее время ученые из МАИ нашли единомышленников, построил несколько моделей, которые успешно летали, сейчас занимается разработкой пилотируемого махолета.

Первый в стране махолет, продемонстрированный публично, сделал Владимир Топоров — руководитель кружка из клуба юных техников в городе Воткинске. Его махолет «Истния» (рис. 94, Б), представленный на СЛА-87 в Москве, лихо махал крыльями и резво бежал по рулевой дорожке, развивая скорость до 50 км/ч, что вызвало самый большой интерес у всех собравшихся на тушинском аэродроме. Очевидцы утверждают, что был момент, когда все три колеса махолета оторвались от бетонной полосы...

Необходимо рассказать и о работе еще одного ученого Московского авиационного института — профессионального аэродинамика и конструктора-любителя Александра Ивановича Болдырева.

Решительно отказавшись от «махания» крылом, А. Болдырев для создания силы тяги использовал колеблющийся предкрылок с приводом от мотоциклетного двигателя (рис. 95). Постройке реального летательного аппарата предшествовала тщательная подготовка. Продувки в аэродинамических трубах дали великолепные результаты: предкрылок создавал достаточно высокую тягу и, кроме того, обдувая крыло, существенно повышал его несущие способности. Как показано на экспериментальной поляре, полученной автором изобретения по продувкам в трубе, на крыле удалось реализовать фантастически высокий коэффициент подъемной силы C_y , превысивший 6,5!

Прекрасно летала большая экспериментальная модель, великолепно работавшая водяной движитель с колеблющимся предкрылком, установленный на подвесной лодочный мотор. Однако доводка реального аппарата конструктору-любителю оказалась не по силам. Большие динамические нагрузки приводили к частым поломкам трансмиссии привода предкрылка. До летных испытаний полноразмерный аппарат, построенный в начале 50-х годов, довести так и не удалось.

Вернемся к «трем китам». Способ балансировки и управления летательного аппарата является, наверное, самым сложным из них, хотя, на первый взгляд, все достаточно просто: в полете иа летательный аппарат действуют всего три аэродинамических момента, стремящиеся развернуть его вокруг продольной, поперечной и вертикальной осей. Необходимо их уравновесить, то есть балансировать летательный аппарат так, чтобы он не вращался самопроизвольно. Кроме того, стоит задача заставить аппарат вращаться в требуемом направлении в соответствии с действиями пилота, обеспечив таким образом четкое управление.

Существует несколько способов управления и балансировки. Самый распространённый — аэродинамический — осуществляется с помощью

специальных аэродинамических поверхностей — килей, стабилизаторов, рулей и элеронов. Второй — реактивный, струйный — с помощью специальных газовых рулей. Он в последнее время получил большое распространение на вертикально взлетающих самолетах. Третий способ балансировки и управления, применяемый в основном на вертолетах, — управление несущим винтом. Разновидностью этого способа является использование специального воздушного винта, например хвостового на вертолетах, или двух несущих винтов, разнесенных вдоль или поперек летательного аппарата.

Несмотря на кажущуюся простоту, затруднения часто возникают при определении направления действующих на летательный аппарат моментов и, главное, при количественном расчете их величины, а следовательно, и при выборе размерности и мощности органов балансировки и управления.

При постройке аппаратов классической схемы сложностей обычно нет. Накопления на сегодняшний день обширная статистика может вполне исчерпывающе ответить на все вопросы, возникающие в ходе создания аппарата. Но постройке летательной машины необычной схемы обязательно должен предшествовать тщательный анализ всех сил и моментов, действующих на летательный аппарат на различных этапах полета.

Рассматривая способы создания подъемной силы, горизонтальной тяги, балансировки и управления, в каждом мы выделили по 3—4 наиболее характерных варианта, различные комбинации которых породили великое множество схем. Ниже предлагаем читателю своеобразный ключ к созданию новых вариантов аэродинамических компоновок летательных аппаратов.

Представьте себе прямоугольный параллелепипед, состоящий из множества маленьких кубиков. Три ребра параллелепипеда — «три кита», о которых мы говорили. Ребра разбиты на отрезки. Каждый отрезок соответствует определенному способу создания подъемной силы, горизонтальной тяги, управления и балансировки, а каждому маленькому кубу соответствует собственная комбинация способов создания подъемной силы, тяги и балансировки. В каждом из них своя, порой абсолютно оригинальная и неожиданная схема летательного аппарата. Несмотря на то что все изобретенные за последние восемьдесят лет схемы являются комбинацией перечисленных качеств «трех китов» и «укладываются» в свои кубики, в нашем параллелепипеде заполнены на сегодняшний день далеко не все клетки. Представляем читателю возможность самостоятельно проанализировать каждый кубик и нарисовать свою схему. Например, так: на первой грани выбираем жесткое крыло в качестве несущего элемента, на второй — воздушный винт как элемент, создающий горизонтальную тягу, на третьей — аэродинамический способ балансировки с помощью килей и стабилизатора. В результате получаем обычный самолет.

Второй вариант: к несущему винту добавляем воздушный винт и аэродинамические органы ба-

лансировки и управления — получаем хорошо известный крылатый автожир. А если к жесткому крылу пристроить реактивный двигатель, струйные органы балансировки и управления без обычных килей и стабилизаторов? В технике такая схема еще не встречалась. Неопробованных комбинаций еще очень много.

Такие комбинации породили в свое время дирижабль, винтокрыл, вертикально взлетающий самолет. Подобная комбинаторика позволяет создавать патентоспособные изобретения, оригинальные аппараты. Она просто необходима начинающему конструктору, как гимнастика для ума. Более результативными могли бы стать поиски новых способов создания подъемной силы, тяги, балансировки и управления. Однако последние изобретения в этой области были сделаны лет пятьдесят назад, и что-либо новое в этой области будет уже крупным изобретением или даже открытием.

Но открытия совершают не каждый день, а конструкторы-любители ежегодно создают десятки и сотни самолетов, поэтому вернемся к хорошо известным, но редко используемым схемам самолетов.

Итак, способ создания подъемной силы — жесткое крыло, способ создания тяги — воздушный винт. Начнем с анализа аэродинамической схемы самолета, так как именно самолет с жестким или полумягким дельтапланерным крылом является наиболее распространенным типом любительского летательного аппарата.

В понятие аэродинамической схемы в первую очередь принято включать способ аэродинамической балансировки летательного аппарата, то есть способ уравнивания продольного аэродинамического момента крыла. Самой распространенной и традиционной является схема с крылом впереди и балансирующим хвостовым оперением сзади. Она доминирует в авиации уже почти 80 лет. Во многом благодаря этой схеме, которую можно причислить к самым гениальным изобретениям, авиация достигла высочайшего уровня развития. Но и в классической схеме найдено множество недостатков. Все они хорошо известны и перечислены в учебниках аэродинамики. Альтернативных аэродинамических схем не много. Если классифицировать самолеты по способу балансировки, помимо классической можно выделить еще три схемы: «бесхвостка», «утка», тандем.

История авиации насчитывает сотни попыток создания необычных самолетов, но успешных было не много. Самой многообещающей долгие годы считалась схема «бесхвостки» или летающего крыла, что с точки зрения способа балансировки одно и то же. Исследованию этой схемы в 30—40-е годы уделялось самое пристальное внимание. Были найдены эффективные способы обеспечения устойчивости и управляемости, определено, что самолет без оперения создать можно. Читатели без труда назовут множество таких машин. Более подробно со схемой «бесхвостки» можно ознакомиться по кингам И. К. Костенко «Летающие крылья» или Д. А. Соболева

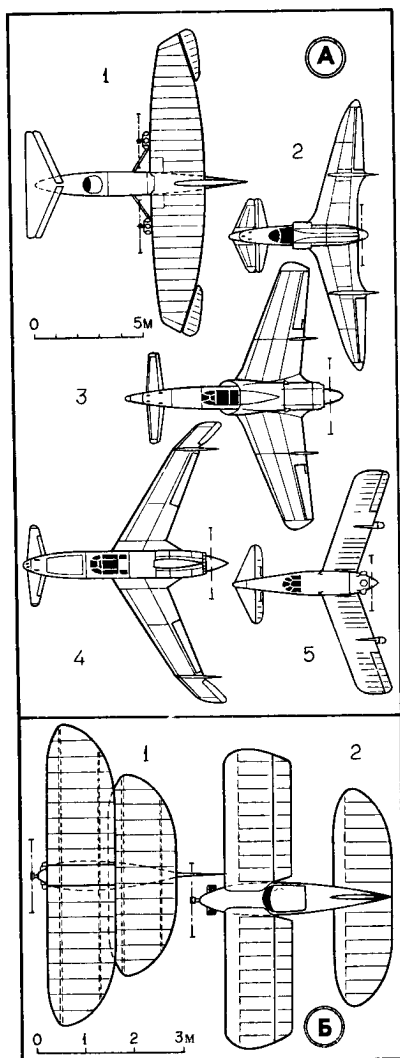


Рис. 96. «Утки» и тандемы 20—40-х годов:

А — «утки» 1 — «Фокке Вульф» «Энте» (Германия), 1927 г. 2 — «Амбро сини» СС 4 (Италия), 1939 г. 3 — «Кокши» Ж781 «Шидея» (Япония) 1945 г. 4 — «Кертис» XP 55 «Аллендер» (США), 1944 г. 5 — легкомоторный МиГ-9 (СССР), 1949 г.

Б — тандемы 1 — «Летающая блоха» А. Минье (Франция), 1929 г. 2 — «Он-ибренко» И. Д. Грушина (СССР), 1936 г.

подъемная сила самолетов, $Y_{\text{кр}}$ — подъемная сила крыла, $Y_{\text{го}}$ — подъемная сила горизонтального оперения, Ц.Т. — центр тяжести, C_x — коэффициент подъемной силы, C_x — коэффициент сопротивления, $P_{\text{расп}}$ — располагаемая тяга силовой установки, $P_{\text{пот}}$ — тяга потребная для горизонтального полета, v — скорость полета)
 1 — подвоя и кривая потребной тяги «бесхвостка», 2 — подвоя и кривая потребной тяги «бесхвостка», 3 — подвоя и кривая потребной тяги «утка» (v_1, v_2, v_3 — максимальные скорости соответственно самолетов классической схемы «бесхвостка» и «утка»)
 Б — схема центровки самолета tandemной компоновки

«Самолеты особых схем», выпущенным издательством «Машиностроение» в 1985 г.

Отметим, что реальные преимущества «бесхвосток» в сравнении с самолетами нормальной схемы обеспечивались лишь на некоторых типах с очень ограниченным диапазоном применения. Большие аэродинамические потери на балансировку и невозможность использования эффективной взлетно-посадочной механизации крыла воспрепятствовали широкому распространению этой схемы. Таким образом, уже в 60—70-е годы «бесхвостка» использовалась крайне редко, хотя попытки найти новые решения не прекращались.

А вот давно забытая схема «утка» в последние годы получила новое развитие. Как известно, первые в мире самолеты — биплан братьев Райт в Америке и «14 бис» Сантос-Дюмона в Европе — были построены именно по такой схеме. Однако под влиянием успехов самолетов нормальной схемы об «утке» вскоре забыли. До начала 40-х годов по этой схеме самолеты строились редко. Одна из немногих довольно удачных попыток тех лет — самолет «Энте» (рис. 96), построенный в Германии фирмой «Фокке-Вульф» в 1927 г.

После длительного перерыва интерес к «уткам» вновь возрос в годы второй мировой войны. Ограниченные возможности поршневого двигателя заставили тогда искать новые аэродинамические решения. Именно в тот период практически одновременно в Италии, Японии и США была построена целая серия похожих друг на друга истребителей-«уток» (см. рис. 96). Все они — итальянский СС-4, и японский Ж7В1 «Шинден», и американский ХР-55 «Аскендер» — успешно летали. Но появление реактивного двигателя с неограниченными, как тогда казалось, возможностями надолго остановило эксперименты с «утками». Только в 60-е годы появились реактивные «утки», в том числе сверхзвуковые истребители, бомбардировщики, транспортные самолеты.

Удачные легкомоторные «утки» появились гораздо позже. Это может показаться странным, но к легкому самолету предъявляются гораздо более жесткие требования в отношении устойчивости и управляемости, нежели к ограниченно маневренным транспортным машинам и даже современным истребителям. Для легкой машины полеты на больших углах атаки, сваливание, штопор, полет со скольжением — обычное явление. А на таких режимах и проявляются все недостатки этой схемы, хотя в крейсерском полете ее преимущества на небольших самолетах реализуются в большей степени, чем на сверхзвуковых машинах.

Рис. 97. Аэродинамические характеристики и геометрические параметры самолетов схемы «утка» и тандем (в сравнении с самолетами классической схемы)

А — сравнение самолетов классической схемы и схемы «утка» одноклассного назначения с одинаковыми силовыми установками (Y — суммарная

Достоинства «утки» хорошо известны. Вкратце они сводятся к следующему: в отличие от нормальной схемы, у статически устойчивой «утки» подъемная сила горизонтального балансирующего оперения суммируется с подъемной силой крыла. Поэтому при тех же несущих свойствах площадь крыла можно, грубо говоря, уменьшить на величину площади оперения, в результате чего уменьшаются размеры, масса и аэродинамическое сопротивление самолета, а его аэродинамическое качество растет (рис 97). Еще более выгодным является тандем, который по способу балансировки принципиально не отличается от «утки», но позволяет создать еще более компактную машину. По сути дела, в тандемной компоновке общая несущая площадь разбивается на два равных или приблизительно равных крыла, линейные размеры которых примерно в 1,4 раза меньше аналогичного крыла самолета нормальной схемы.

Отрицательные же свойства «утки» связаны прежде всего с влиянием переднего крыла на заднее. Переднее сжимает вниз и под тормаживает воздушный поток, обтекающий заднее крыло, его эффективность падает (рис 98). Оптимальное решение этой проблемы в том, чтобы разнести как можно дальше крылья по длине фюзеляжа и по высоте. Для того чтобы заднее крыло не попадало в вихревой след переднего при полете на больших углах атаки, переднее крыло поднимают выше заднего или опускают его как можно ниже. Так сделано, в частности, на тандеме «Квнки». Несоблюдение этого условия приводит к продольной неустойчивости на больших углах атаки.

Следует учитывать и еще одно условие. При полете на больших углах атаки перед сваливанием срыв потока должен наступать в первую очередь на переднем крыле. В противном случае самолет при сваливании будет резко задирать нос и переходить в штопор. Это явление называется «подхват» и считается совершенно недопустимым. Способ борьбы с «подхватом» на «утке» найден давно: достаточно увеличить угол установки переднего крыла по отношению к заднему. Разница в углах установки должна составлять 2—3°, что гарантирует срыв потока в первую очередь на переднем крыле. Далее самолет автоматически опускает нос, переходит на меньшие углы атаки и набирает скорость — таким образом реализуется идея создания несваливаемого самолета, конечно, при соблюдении требуемой центровки.

У «стандартной утки» с площадью горизонтального оперения в пределах 15—20% площади крыла и плечом оперения, равным 2,5—3 $V_{сак}$ (средней аэродинамической хорды крыла), центр тяжести должен располагаться в пределах от —10 до —20% $V_{сак}$. Для определения требуемой центровки в более общем случае, если параметры оперения отличаются от «стандартной утки», или для тандема удобно условно привести эту компоновку к более привычной нормальной аэродинамической схеме с условным эквивалентным крылом, как показано на рис. 97,Б.

Центровка, как и в случае нормальной схемы,

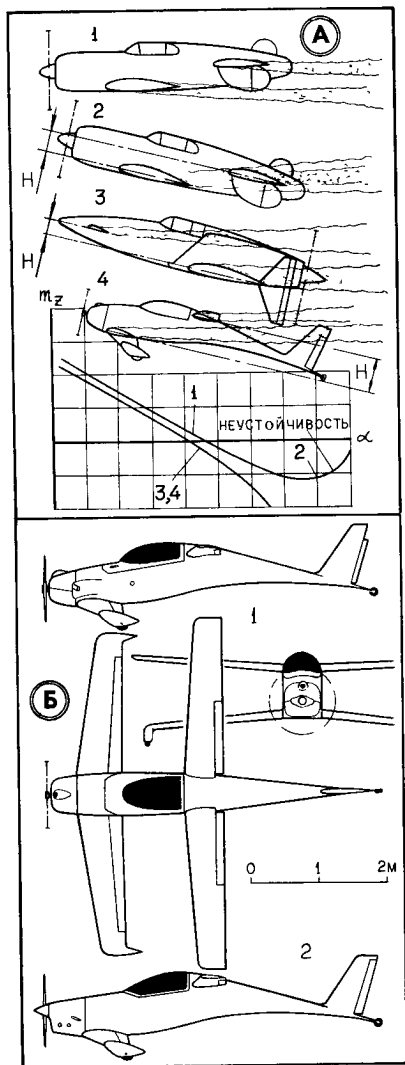


Рис. 98. Самолеты схемы тандем и их аэродинамические особенности:

А — затенение заднего крыла передним при полете на больших углах атаки 1 — малая интерференция в крестерном полете на малых углах атаки 2 — сильное затенение заднего крыла на больших углах самолета жеудальной схем 3 — удачное расположение крыльев с малой интерференцией на больших углах атаки (и — коэффициент продольного момента отрицательный наклон кривой характерен для устойчивого самолета, а — угол атаки) Б — современные легкомоторные тандемы 1 — «Квнки» Б Рутана 2 — А 8 Ю Яковлева

должна лежать в пределах 15—20% $V_{экв}$ (хорды условного эквивалентного крыла), которая определяется следующим образом:

$$V_{экв} = \frac{S_n + S_z}{\sqrt{l_n^2 + l_z^2}}$$

При этом расстояние до носка эквивалентной хорды равно:

$$X_{экв} = \frac{L}{1 + \frac{S_z}{S_n} K} - \frac{S_n + S_z}{4 \sqrt{l_n^2 + l_z^2}}$$

где K — коэффициент, учитывающий разность углов установки крыльев, скосы и торможение потока за передним крылом, равный

$$K = \frac{1 + 0,07 \Delta \varphi}{(0,9 + 0,2 \frac{H}{L}) \cdot (1 - 0,02 \frac{S_z}{S_n})}$$

В приведенных формулах: S_n — площадь переднего крыла; S_z — площадь заднего крыла; l_n — размах переднего крыла; l_z — размах заднего крыла; L — аэродинамическое плечо тандема; $\Delta \varphi$ — превышение угла установки переднего крыла над задним; H — высота переднего крыла над плоскостью хорд заднего.

Здесь приведены эмпирические формулы. Рекомендации по выбору центровок носят лишь приблизительный характер, поскольку взаимное влияние крыльев, скос и торможение потока за передним крылом рассчитать трудно, точные результаты могут дать только аэродинамические продувки. Для определения центровки самолета необычной схемы можно воспользоваться также летающими, в том числе и кордовыми, моделями. В практике авиационной иногда применяются и такие методы. Для самолета любительской постройки центровку, определенную по приведенным формулам, следует уточнить при выполнении скоростных рулежек и полетов.

Казалось бы, все проблемы решены. На этом «казалось бы» и базировались «утки» 40-х годов, включая построенный в ОКБ А. И. Микояна в 1945 г. трехместный легкомоторный самолет МиГ-8. На этом «миге» преимущества «уток» были реализованы в полной мере. По всем летным данным он превосходил аналогичный по назначению, построенный примерно в то же время самолет традиционной схемы — Як-12, оснащенный более мощным двигателем. МиГ-8 действительно не сваливался в штопор. При «перетягивании ручки» и потере скорости самолет исправно опускал нос и набирал скорость. Однако этот недостаток и решил судьбу аппарата: клевок был резким и глубоким. Он мог привести к тяжелым последствиям, особенно вблизи земли. Эксперименты со сваливанием «уток» были признаны опасными и вскоре прекращены. Кроме того, полет МиГ-8 в болтанку, когда вертикальные воздушные порывы периодически увеличивали до критического угол атаки на горизонтальном оперении, напоминал полет «на волне». Попытки летчика успокоить самолет приводили к еще большей раскачке.

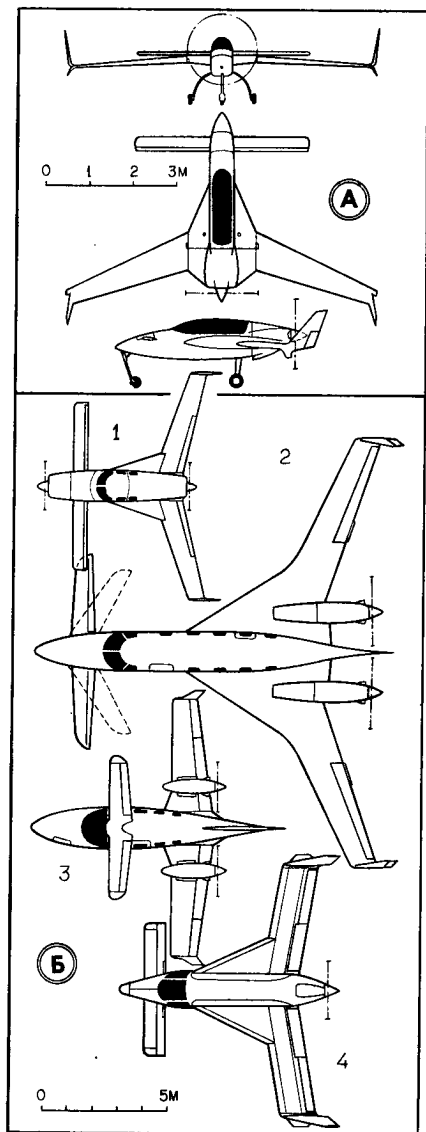


Рис. 99. Современные самолеты «утки»:

А — самолет «Варизес» Б. Рутана;
Б — коммерческие «утки» 80-х годов: 1 — четырехместный «Дефнют»,
Б. Рутана; 2 — «Старшип-1»; 3 — «Автек-400»; 4 — «Лазер-300»

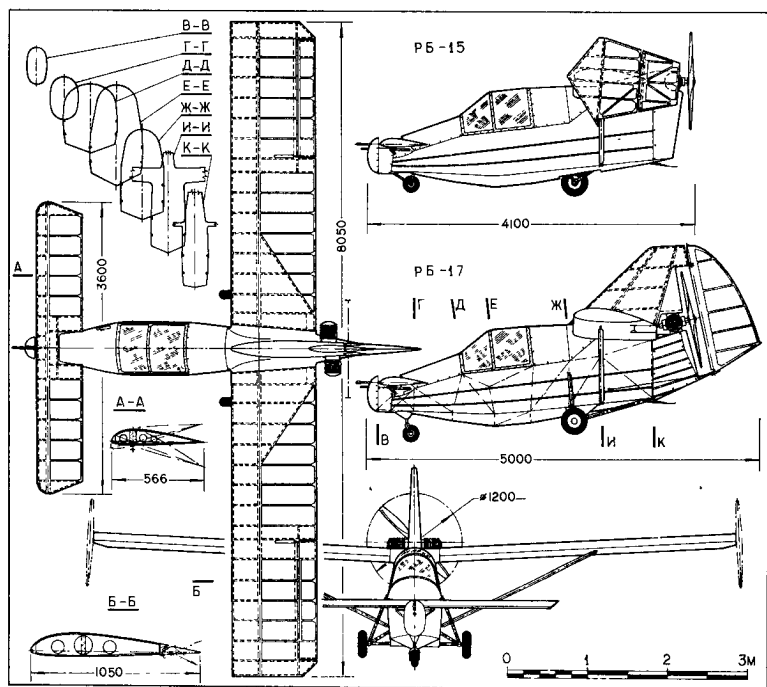


Рис. 100. «Утки» РБ-15 и РБ-17 Р. Бекшты (Шяуляй)

Долгое время легкомоторные «утки» не строились. Вспомнили о них благодаря работам американского конструктора-любителя Берта Рутана. Его первым самолетом, получившим широкую известность, стала легкомоторная двухместная «утка» «Варивигген» с мотором мощностью 150 л. с. Самолет развивал максимальную скорость 265 км/ч при минимальной 70 км/ч. Однако подлинную революцию в применении схемы легкомоторной «утки» совершила следующая машина Рутана — «Варнезе» (рис. 99,А). Внешне ее схема мало отличалась от нашего МиГ-8. То же стреловидное крыло, толкающий винт, такие же кили-шайбы на концах крыла. Отличие заключалось в незначительной на первый взгляд детали — очень большом удлинении стабилизатора — переднего крыла, достигавшем 12. Напомним, что обычно, в том числе и на МиГ-8, удлинение стабилизатора не превышает 3—3,5. Как известно, у крыльев большого удлинения, помимо высокого аэродинамического качества есть и еще одно важное свойство — срыв потока при выходе на большие углы атаки наступает не на всей поверхности крыла сразу, а лишь на небольшом участке, и если крыло не имеет сужения, то срыв происходит в его корневой части у фюзеляжа.

В результате на «Варнезе» при сваливании терялась незначительная часть подъемной силы переднего крыла. Это приводило к тому, что самолет очень плавно опускался иос, слегка уменьшая угол тангажа, и набирал скорость, в то время как на МиГ-8 и ему подобных полная потеря несущих свойств оперения вызывала резкий клевок.

На более позднем самолете Б. Рутана переднее крыло даже имеет небольшую отрицательную стреловидность, что способствует срыву потока прежде всего в корневой части крыла. Тем не менее из-за опасения срыва потока с горизонтального оперения и просадки Б. Рутан не рискнул применить схему «утка» на новом сельскохозяйственном самолете «Предзетер-480», так как сельскохозяйственные самолеты работают на малых высотах порядка 3—5 м.

«Варнезе» стал первой «уткой», в которой удачно сочетались отличные летные характеристики с прекрасной устойчивостью и управляемостью на больших углах атаки.

Двухместный «Варнезе» с двигателем мощностью 100 л. с. развивает максимальную скорость 323 км/ч при минимальной 90 км/ч. Скороподъемность превышает 8,5 м/с, а потолок —

6000 м. Взлетная масса самолета — 476 кг, масса пустого — 243 кг. Двухместные самолеты классической схемы, подобные «утке» Рутана, по всем летным данным уступают ей на 15—20%.

Пожалуй, именно эта машина «открыла глаза» многим конструкторам легкомоторных самолетов. Впервые «Варнез» демонстрировался в Ошкоше в 1975 г. Самолет быстро завоевал популярность. Вскоре Рутан в ответ на многочисленные заявки стал за небольшую плату рассылать чертежи машины. Уже через несколько месяцев вырученных средств хватило, чтобы основать маленькую фирму, в которой первоначально сотрудничали лишь сам Рутан, его жена, механик и пилот. Этот малочисленный коллектив работал весьма плодотворно. «Варнез» и его дальнейшее развитие — «Лонгиз» быстро распространились по всему миру. Сотни этих машин, использующихся в спортивных целях, и сейчас эксплуатируются во многих странах. Одних привлекают летные данные машины, других — простота ее конструкции.

Самолет изготовлен из пластика, технологичен, его легко воспроизвести в домашних условиях. Основу конструкции составляют пенопластовые блоки-заполнители, вырезанные раскаленной нихромовой струной по шаблонам. Крыло собирают из лонжерона и блоков-заполнителей на специальном столе-станке, затем тщательно вышкуривают и оклеивают несколькими слоями стеклоткани на эпоксидной смоле. Коробчатый лонжерон крыла также имеет сплошной пенопластовый заполнитель внутренних полостей. Стенки изготовлены из стеклоткани, полки — из стекловолокна на эпоксидном связующем. Фюзеляж вырезают из единого пенопластового блока. Причем в первую очередь обрабатывают по форме тела пилота и оклеивают внутренние поверхности, а затем наружные.

По схеме «Варнез» Рутан построил и четырехместный двухмоторный самолет, предназначенный для коммерческих целей, — «Дефант» (см. рис. 99,б). Целую серию коммерческих «уток» создали другие американские фирмы (см. рис. 99,б). И даже один из главных производителей легких самолетов — американская фирма «Бичкрафт» — взяла на вооружение схему Рутана, построив двухмоторный пассажирский самолет с двигателями по 1000 л. с. Отметим, что использование солидной фирмой разработок конструктора-любителя — случай редчайший в практике современного авиостроения.

В 80-е годы почти все легкие самолеты коммерческого назначения проектируются по схеме «утка». В 70-е годы даже в большой авиации в «утки» были превращены многие «сбесхотки» прошлых лет, например французский истребитель «Мираж» (в некоторых вариантах), наш пассажирский Ту-144. В 1986 г. начались испытания целой серии истребителей «уток», построенных в Англии, Франции, ФРГ, Италии и других европейских странах. Любительским же «уткам» ультралегкой схематической и классической конструкции на сегодняшний день нет числа.

Попытки создания любительских «уток» неод-

нократно предпринимались и в нашей стране. Больших успехов в разработке легкомоторных «уток» добился известный в Литве конструктор планеров Ромуальдос Бекшта из Шяуляя.

Свои исследования по «уткам» Р. Бекшта начал еще в 1947 г., когда спроектировал самолет РБ-4. Модель этой машины в масштабе 1:5 успешно летала. Но натуральный самолет тогда построить не удалось. Также не увенчалась успехом попытка построить и планер «утку» РБ-7, оригинальность которого заключалась в том, что он имел стреловидное крыло с большой V-образностью. Планер не имел вертикального оперения, а горизонтальное оперение — переднее крыло — устанавливалось на пилоне и подвешивалось на кардане. Отклонением переднего крыла в разных плоскостях обеспечивалось управление машиной и по тангажу, и по курсу. Летаящая модель РБ-7, оснащенная автопилотом, успешно прошла испытания.

Очередную «утку» — РБ-15 (рис. 100) Р. Бекшта начал проектировать в 1964 г. Испытания и доводка этой машины и ее слдвой установки были начаты в 1974 г. Но первый полет удалось совершить только три года спустя.

РБ-15 имел схему традиционной классической «утки». Переднее крыло на нем было выполнено цельноповоротным для обеспечения управления по тангажу. Машина оснащалась велосипедным шасси и килиями-шайбами на концах прямого крыла. Профиль основного крыла — ЦАГИ Р-11 с относительной толщиной 14%, переднего крыла — ЦАГИ Р-11 — 18%. Основное и переднее крылья имели цельнодеревянную однолонжеронную конструкцию с полотняной обшивкой.

Каркас фюзеляжа составляла ферма, сваренная из стальных труб. Фюзеляж имел деревянную опалубку и полотняную обшивку. В целом конструкция была грамотной и рациональной. На самолете устанавливался двухтактный двухцилиндровый двигатель конструкции Б. Белашанкина. Двигатель, оснащенный толкающим воздушным винтом, развивал мощность 25 л. с. при 3500 об/мин.

После первого полета РБ-15 Р. Бекшта продолжил совершенствование своей конструкции. Шасси планерного типа он заменил на традиционное трехколесное с самоориентирующейся передней стойкой. Конструктор убрал концевые кили-шайбы и установил один киль в хвостовой части фюзеляжа. Толкающий воздушный винт при этом оказался в щели между килем и рулем направления. В результате получился самолет довольно оригинальной схемы. В таком виде на новом варианте, названном РБ-17, было выполнено несколько коротких полетов. Самолет в воздухе был вполне устойчив и хорошо управляем. РБ-17 мог развивать скорость до 110 км/ч при посадочной 60 км/ч. Общая несущая площадь крыльев составляла 10,5 м² (2,0 и 8,5 м²), взлетная масса — 320 кг, масса пустого — 205 кг.

В 1985 г. Р. Бекшта прототипировал свою «утку» на первом слете конструкторов-любителей Литвы. В настоящее время РБ-17 хранится в музее спортивной авиации в Каунасе.

Не менее оригинальную «утку» — «Пари» (рис. 101) создал большой любитель нестандартных технических решений В. Александров из Твери. «Пари» имеет крыло, снабженное развитым несущим подкосом, самодельный оппозитный двухтактный двигатель, установленный в вертикальном положении. Энерговооруженность аппарата довольно низкая, тем не менее самолет удачно летает, а его скороподъемность достигает 2 м/с. Автор самолета блестяще освоил пилотирование своей необычной машины, что и продемонстрировал на региональном смотре-конкурсе в Ярославле летом 1989 г.

Если «утки» уже завоевали твердые позиции в легкомоторной авиации, то тандем еще только на пути к широкому признанию. Однако надо отметить, что история знает немало примеров машин этой схемы в самых разнообразных вариантах. Например, 25-тонный восьмимоторный летучий корабль «Капрониссимо» (рис. 102, А) итальянского конструктора Капрони. Он имел три тандемно расположенных трипланных коробки. Позднее по тандемной схеме строились штурмовики, в том числе советский «ПН-тандем-МАИ» П. Д. Грушина и П-12 английской фирмы «Вестланд» (рис. 102, Б), а также похожий на английский штурмовик французский двухместный истребитель «Делане-10» фирмы «Арсенал». В годы оккупации во Франции проходил испытания еще один истребитель-тандем ПА-112 фирмы «Пайеи».

Конструкторы легкомоторных самолетов также не обошли вниманием эту схему. Наиболее известный легкомоторный тандем был создан в 1929 г. французским конструктором Анри Минье. В те времена его «Летающая блоха» (см. рис. 96, Б) с мотором мощностью 30 л. с. казалась пределом миниатюризации самолета. А малая скорость, «купленная» ценой очень низкой удельной нагрузки на крыло, позволяла рекламировать самолет как абсолютно безопасный и простой в управлении. На самом деле «Блоха» имела серьезные изъяны в аэродинамике, и вскоре ее постройка во Франции была запрещена. Тем не менее Минье не считал дефекты «Блохи» пороками тандемной схемы и в конце концов нашел наилучшее взаимное расположение крыльев, определил требуемые центровки. Благодаря умелой рекламе последователей у Минье было много.

В нашей стране «Блоху» «подковал» преподаватель Московского авиационного института П. Д. Грушин, построивший в 1935 г. один из наиболее удачных тандемов — «Октябренок». Самолет Грушина с двигателем мощностью 45 л. с. летал совсем неплохо и имел необычайно широкий диапазон центровок.

Интересная деталь — управление тангажом и креном на «Октябреньке» осуществлялось рулями на переднем крыле. Это упрощало систему управления и позволяло получить высокий коэффициент подъемной силы на посадке. Такая же система управления сорок лет спустя была принята для всех «уток» Рутана. Схема «Блохи» Минье используется до сих пор. По этой схеме в последние годы построено несколько любитель-

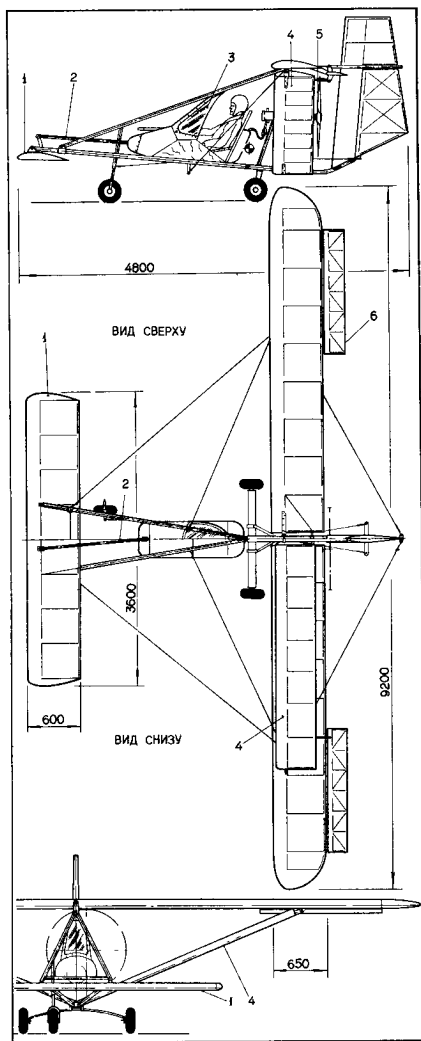


Рис. 101. Самолет «Пари» В. Александрова (Тверь). Двигатель мощностью 30 л. с., взлетная масса — 246 кг

ских самолетов в США и во Франции, в 1985 г. биплан-тандем ВРБ-6 построили братья Вайнейкис из Литвы (рис. 103, Б).

Строительство тандемов носило эпизодический характер до тех пор, пока в 1978 г. все тот же неутомимый Рутан не продемонстрировал на слете конструкторов-любителей США в городе

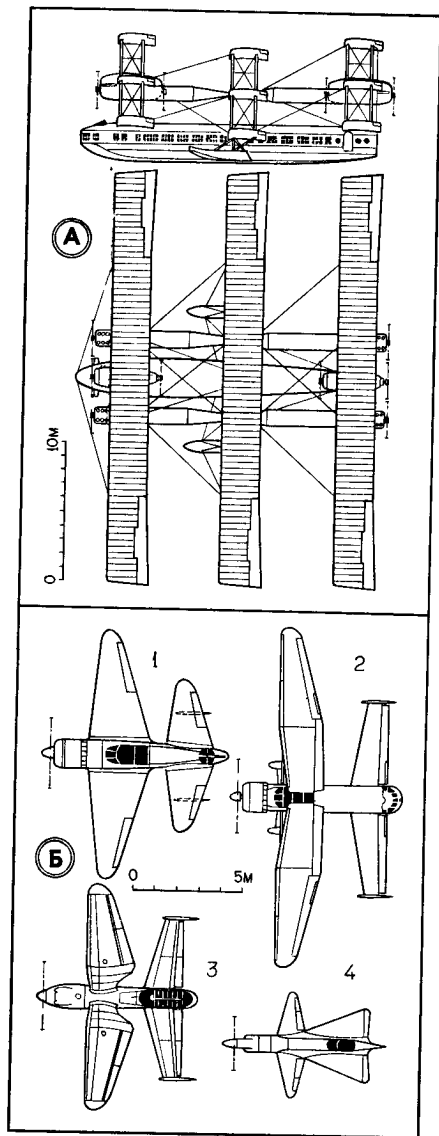


Рис. 102. Самолеты схемы тандем:

А — девятикрылый триплан тандем Капрони Ка 60 «Капронисимо» (Италия), 1921 г.
 Б — боевые тандемы 30—40 х годов: 1 — штурмовик III тандем МАИ (СССР), 1937 г., 2 — штурмовик «Весталда» II 12 (Англия), 1940 г., 3 — двухмоторный истребитель «Арсенал Делане-10» (Франция), 1939 г., 4 — легкомоторный истребитель «Пайен» Па 112 (Франция), 1942 г.

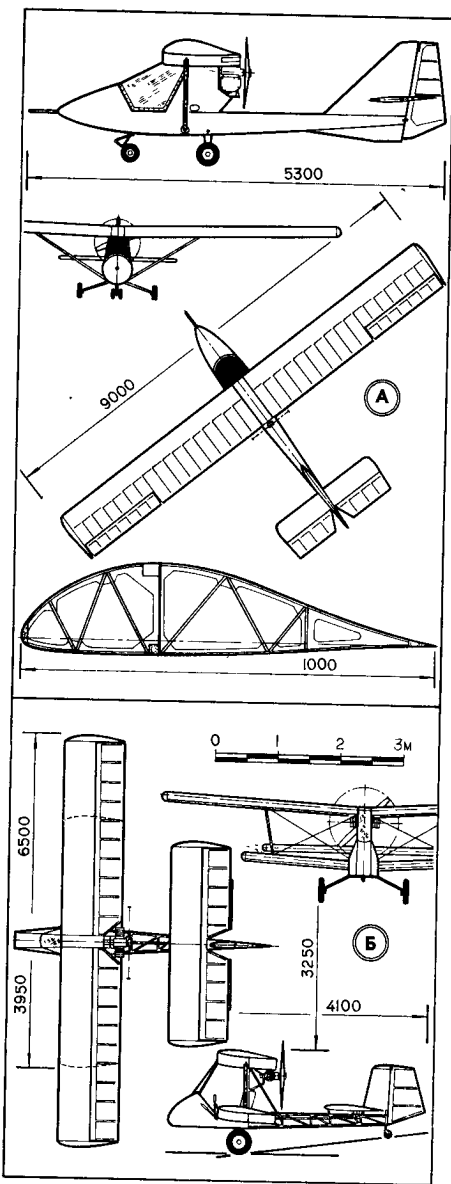


Рис. 103. Любительские экспериментальные самолеты:

А — «Бузел». Двигатель мощностью 24 л.с. площадь крыла — 9 м², взлетная масса — 227 кг, максимальная скорость — 120 км/ч, скорость сваливания — 55 км/ч, скороподъемность у земли — 1,6 м/с, максимальные эксплуатационные перегрузки от +4 до -2.
 Б — биплан тандем ВРБ 6 братьев Вайнейки (Литва)

Ошкоше свой вызывающе «непонятный» тандем «Квики» (см. рис. 98,Б). Приступая к разработке этой машины, Рутан ставил задачу создания самолета с высокими летными характеристиками при двигателе минимально возможной мощности. Конечно, наилучшие результаты можно было получить, используя тандемную схему. Действительно, два крыла площадью примерно по 2,5 м² позволили сделать самолет минимальных габаритных размеров с наименьшим аэродинамическим сопротивлением и высоким аэродинамическим качеством. При этом двигателя в 18 л. с. хватило для достижения скорости 220 км/ч, скороподъемности 3 м/с, потолка 4600 м. Взлетная масса самолета, изготовленного целиком из пластика, составляет 230 кг. Как и предыдущие творения Рутана, «Квики» был разномножен любителями разных стран в десятках экземпляров. Американские авиационные специалисты считают «Квики» «минимальным» самолетом. Он экономичен, дешев и нетрудоемок в постройке. Производственный цикл его изготовления составляет всего 400 человеко-часов. Конструкторы-любители многих стран могут приобрести и чертежи, и набор заготовок, и полностью готовый аппарат.

Последователи Рутана нашлись и в нашей стране. На СЛА-84 куйбышевский самодельный клуб «Аэропракт», возглавляемый студентом Ю. Яковлевым, представил свой вариант «Квики» — А-8 (рис. 104).

Хороших самодельных клубов в нашей стране уже немало. Куйбышевский — один из самых известных. «Авиация на практике» — так члены клуба расшифровывают название своей «фирмы», созданной в 1974 г. в красном уголке заводского общежития выпускником Харьковского авиационного института Василием Мирошником. Судьба «Аэропракта» складывалась трудно. Клуб неоднократно закрывался, «разгонялся», меняя адреса и руководителей. Однако неудачи и трудности только закаляли молодых энтузиастов.

За более чем пятнадцатилетнюю историю через «Аэропракт» прошли десятки человек — школьников, студентов, молодых рабочих, ставших впоследствии хорошими инженерами, конструкторами, летчиками. В традициях «Аэропракта» полная свобода технической мысли и демократия. В клубе всегда существовало несколько небольших творческих групп, параллельно строивших три-четыре летательных аппарата. А для самых смелых и «бредовых» технических идей всегда существовал лишь один судья — практика и собственный опыт. Именно такая атмосфера творческого сотрудничества и соревнования стала постоянным источником энтузиазма, благодаря которому «Аэропракт» до сих пор существует. Именно такие условия дали возможность наиболее полно проявить талант наших лучших конструкторов-любителей, в том числе Василия Мирошника, Петра Альмузрина, Михаила Волинца, Игоря Вахрушева, Юрия Яковлева и многих других — постоянных участников и призеров слетов СЛА.

Самолеты, созданные в «Аэропракте», хорошо известны. Для того чтобы лучше представить масштабы деятельности «Аэропракта», достаточно лишь напомнить названия аппаратов этого клуба, принимавших участие в слетах СЛА. Среди них — самолеты А-6, А-11М, А-12, гидросамолет А-05, планеры А-7, А-10Б и мотопланер А-10А, имеющие «фирменное» обозначение «А» и построенные в «филиале» «Аэропракта» — СКБ Куйбышевского авиационного института под руководством В. Мирошника. Почти все перечисленные летательные аппараты были призерами слетов.

Наибольший успех выпал на долю тандема А-8 («Аэропракт-8»), построенного студентом Куйбышевского авиационного института Юрием Яковлевым.

Внешне А-8 напоминает «Квики». Но надо отметить, что до тандема Ю. Яковлева у нас в стране од особеннох этой схемы было известно очень мало. Каким должно быть взаимное расположение крыльев и их профиль, где расположить центр тяжести самолета, как поведет себя машина при полете на больших углах атаки? На все эти вопросы можно было ответить, лишь испытав аппарат.

А-8 построен был очень быстро, но летать стал не сразу. Попытка первого взлета на СЛА-84 в Коктебеле завершилась неудачей: после короткого разбега самолет скапотировал. Пришлось существенно сдвинуть назад центровку и изменить углы установки крыльев. Только после этих доработок зимой 1985 г. самолет смог подняться в воздух, демонстрируя все преимущества необычной аэродинамической компоновки. Компактность, малая смачиваемая поверхность и, как следствие, низкое аэродинамическое сопротивление, присущие самолетам такой аэродинамической схемы, позволили на А-8, оснащенном мотором мощностью 35 л. с., добиться максимальной скорости 220 км/ч и скороподъемности 5 м/с. Испытания, проведенные летчиком-испытателем В. Макагоновым, показали, что самолет легкий и прост в управлении, обладает хорошей маневренностью и не срывается в штопор. На тандеме успешно летали его создатели и профессиональные пилоты. Для читателей будет представлять интерес оценка, данная самолету В. Макагоновым:

— При выполнении пробежек на СЛА-84 у А-8 обнаружилась несбалансированность в продольном канале управления, вследствие которой на разбеге развивался значительный пикирующий момент от заднего крыла на скорости, меньшей скорости отрыва. Этот момент невозможно было компенсировать рулем высоты. После слета задачу сбалансированного взлета аэропрактовы решили путем уменьшения угла установки заднего крыла до 0°. Этого оказалось достаточно, чтобы на разбеге при полностью взятой на себя ручке управления скорость подъема хвостового колеса до взлетного положения и скорость отрыва практически совпадали. После отрыва самолет легко балансируется в продольном канале. Тенденции к развороту и кренению отсутствуют. Максимальная скоро-

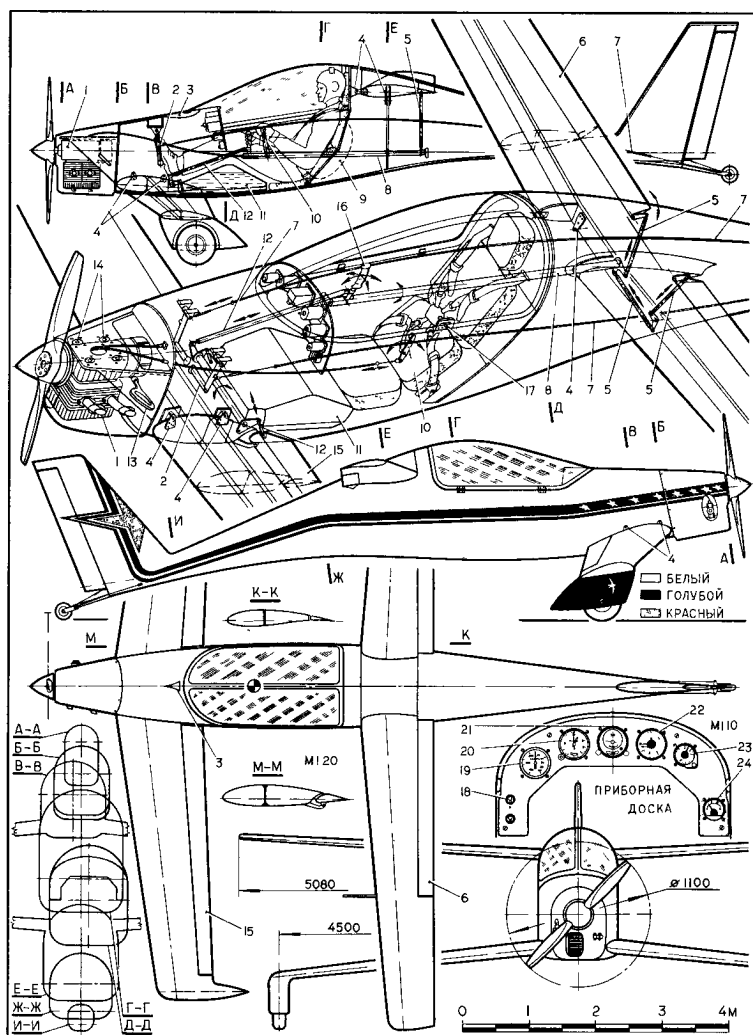


Рис. 104. Тандем А-8 Ю. Яковлева. Площадь переднего крыла — 2,47 м², площадь заднего крыла — 2,44 м² взлетная масса — 223 кг, масса пустого — 143 кг, максимальное аэродинамическое качество — 12, максимально допустимая скорость — 300 км/ч, максимальная эксплуатационная перегрузка — 6, разбег — 150 м, пробег — 150 м

1 — двигатель 2 — педали 3 — воздухозаборник вентилятора кабины 4 — узлы навески крыльев 5 — тросы управления элеронами 6 — элероны 7 — тросы управления рулем направления и хвостовым колесом (трос в трубчатой оболочке) 8 — вал управления 9 — парашют ППБ 60, 10 — рычаг управления двигателями 11 — бензобак 12 — тросы управления рулем высоты 13 — рукоятка запуск двигателя 14 — резинковые амортизаторы подвески двигателя 15 — руль высоты 16 — боковая ручка управления 17 — замок фонаря 18 — выключатель зажигания 19 — указатель скорости 20 — высотомер 21 — анемометр 22 — барометр 23 — акселерометр 24 — вольтметр

подъемность — 5 м/с получена на скорости 90 км/ч. В горизонтальном полете достигнута максимальная скорость 190 км/ч. Самолет охотно увеличивает скорость до 220 км/ч при незначительном снижении и при выходе в горизонтальный полет долго удерживает ее. Очевидно, при более удачном подборе воздушного винта фиксированного шага скорость может быть и большей.

Во всем диапазоне скоростей самолет устойчив и хорошо управляем, перекрестные связи в боковой динамике проявляются четко. При полностью выбранной на себя ручке управления и работе двигателя на малом газе на скорости 80 км/ч наблюдается срыв потока на переднем крыле, самолет немного опускает нос с последующим восстановлением обтекания и увеличением тангажа. Процесс повторяется в автоколебательном режиме с частотой 2—3 колебания в секунду с амплитудой 5—10°. Срыв нерезкий, поэтому динамика имеет плавный характер. Тенденция к кренению и развороту при срыве не наблюдается. Зависимость усилий на ручке и педалях от их хода линейна с максимальными значениями усилий по элеронам и рулю высоты не более 3 кг и по рулю направления не более 7—8 кг. На самолете применена боковая ручка управления, поэтому расходы ручки невелики. Самолет продемонстрировал хорошую маневренность. На скорости 160 км/ч вираж выполняется с креном 60°, а форсированный вираж со скоростью 210 км/ч с креном 80°. Кистевое управление, кресло эргономически выгодной формы и отличный с точки зрения обзора фонарь создают достаточно комфортные условия полета.

Накануне СЛА-85 «Аэропракт» в очередной раз закрыли, и все летательные аппараты оказались в опечатанном помещении. Юрию Яковлеву и его друзьям пришлось приложить немало усилий, прежде чем А-8 и другие самолеты клуба были доставлены в Киев. Попав на слет с небольшим опозданием, А-8 сразу же привлек к себе внимание и зрителей, и специалистов, а великолепные полеты В. Макагонова во многом способствовали тому, что тандем стал одним из самых популярных самолетов слета. При подведении итогов А-8 признан лучшим экспериментальным самолетом. Его автор был удостоен призов ЦК ВЛКСМ, журнала «Техника» — молодежи и ЦАГИ. По рекомендации технической комиссии слета решением Минaviaпрома А-8 передан в ЦАГИ для продувок в аэродинамической трубе, а затем в Летно-испытательный институт для более детальных исследований в полете. Главным же призом для Юрия Яковлева, конечно, стало приглашение работать в ОКБ имени О. К. Антонова.

А-8 изготовлен целиком из пластика. Переднее и заднее однолонжеронные крылья имеют примерно одинаковую конструкцию. Крылья сделаны отъемными, но разъемов по размаху не имеют. При стыковке крылья вкладываются в специальные вырезы фюзеляжа. Переднее крыло снабжено аэродинамическим профилем RAF-32 и установлено под углом +3°, заднее с профилем «Вортман» FX-60-126 установлено с углом 0°.

Лонжероны крыльев имеют стенку, изготовленную из стеклоткани, и полки, выложенные из углеволокна. Обшивка крыльев трехслойная (стеклоткань — пенопласт — стеклоткань). При выкладке деталей и сборке агрегатов планера А-8 использованы различные эпоксидные клеи, в основном К-153.

Фюзеляж типа полумонокок также имеет трехслойную пластиковую конструкцию. Он выклеен задело с килем. Шасси состоит из двух колес от карта размером 300×100 мм, установленных в специальных обтекателях на концах переднего крыла, и стеклопластикового рессорного костыля с управляемым хвостовым колесом размером 140×60 мм. Главные колеса снабжены механическими тормозами. Роль амортизатора шасси выполняет само довольно упругое переднее крыло. В систему управления самолета входят: закрылок на переднем крыле, выполняющий функции руля высоты, элероны на заднем крыле и руль направления. Привод управления элеронами и рулем высоты выведен на боковую ручку с малыми ходами, при этом ручка летчика в полете лежит на специальном подлокотнике. Таким образом практически реализован принцип кистевого управления. Боковая ручка управления А-8 на слете получила высокую оценку всех пилотов.

На А-8 использован двигатель РМЗ-640 от снегохода «Буран». Мотор развивает мощность 35 л. с. при 5000 об/мин. Воздушный винт имеет диаметр 1,1 м и шаг 0,7 м. Максимальная статическая тяга винта — 65 кг. Бензобак расположен в носовой части фюзеляжа под ногами пилота. Мотор рассчитан на использование бензина А-76.

В последнее время схема «тандем» используется в самых различных вариантах. Один из них — «сочлененное крыло», подобное примененному на самолете «Стратос» (рис. 106), построенном конструктором-любителем из Австралии. Еще один вариант — «Кольцеплан» А. Жукова из Уфы (см. рис. 94, А). Этот балансирный аппарат может устойчиво парашютировать при полной потере скорости, не сваливаясь в штопор. «Кольцеплан» отмечен почетным дипломом СЛА-87.

Дискообразное крыло давно привлекает советских конструкторов-любителей. Еще в начале 50-х годов в СССР был создан «Дископлан-1» (рис. 105, А), который успешно прошел летные испытания, прекрасно выполнял фигуры высшего пилотажа, не свалился в штопор на больших углах атаки. Все это считается достоинством дискообразного крыла. Планер «Дископлан-1» имел аэродинамическое качество 7, площадь крыла составляла 10 м², а взлетная масса — 230 кг. Планер «Дископлан-2» (рис. 105, В) создан в 60-е годы. На больших углах атаки он устойчиво парашютировал, не имея тенденции к сваливанию на крыло. Результаты этих работ были использованы при проектировании возвращаемых космических летательных аппаратов.

А на СЛА-89 (и уже не в первый раз) техническую комиссию удивил Борис Карпенко из

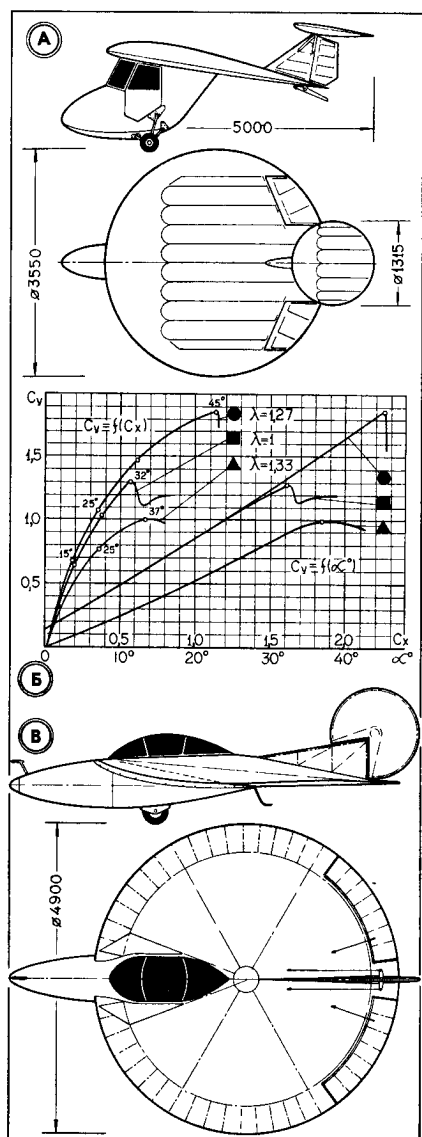


Рис. 105. Экспериментальные планеры-дископланы:

А — «Дископлан-1», В — «Дископлан 2». На графике (Б) показано сравнение характеристик дискообразного крыла с треугольным и прямоугольным крылом малого удлинения

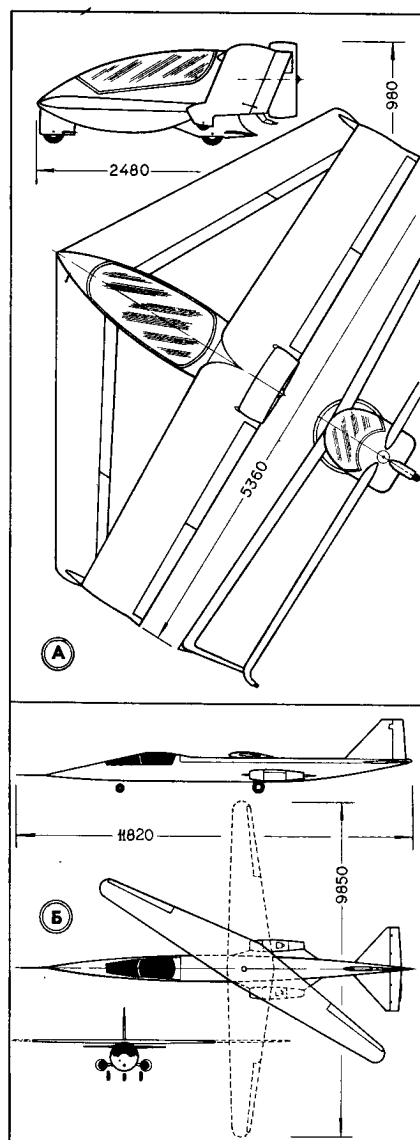


Рис. 106. Зарубежные экспериментальные любительские самолеты:

А — австралийский тандем «Стратос» на слете американских конструкторов-любителей в 1986 г. удостоен первой премии. Мотор мощностью 28 л. с., несущая площадь — 7,5 м², масса пустого — 78 кг, взлетная масса — 188 кг.

максимальная скорость — 200 км/ч, скорость сваливания — 61 км/ч, скорость подъемности — 3,4 м/с, потолок — 4500 м, дальность полета — 720 км, максимальные эксплуатационные перегрузки — от +9 до -7.
6 — реактивный самолет АД-1 (СИА) со скользящим крылом переменной геометрии. Для двигателя ТРД-18-048 с тягой по 90 кг, площадь крыла — 8,6 м², масса пустого самолета — 330 кг, взлетная масса — 809 кг, максимальная скорость — 410 км/ч.

Подмосковья. На сей раз он привез самолет «Пегас» (рис. 107), схема которого в авиации до сих пор не встречалась. Такая схема с тремя несущими поверхностями позволяет повысить аэродинамическое качество и улучшить летные данные самолета. К сожалению, во время летных испытаний «Пегас» не был оборудован точной контрольно-записывающей аппаратурой, поэтому сейчас трудно судить о преимуществах новой аэродинамической компоновки. Отзыв летчика-испытателя Виктора Заболотского, «оседлавшего» «Пегас», позволяет сделать вывод только о том, что устойчивость самолета по всем трем каналам недостаточна, а управляемость чрезмерно высока. Кстати, управление самолетом по крену и тангажу осуществляется элеронами на передней несущей поверхности.

Получит ли схема Карпенко дальнейшее развитие?

Для начала необходимо добиться приемлемой устойчивости и управляемости аппарата. Однако доводку этой или любой другой необычной схемы методом проб и ошибок от полета к полету, с риском для жизни летчика, когда результат каждого полета заранее неизвестен, сейчас вряд ли можно признать правильной.

На успех в создании экспериментальных летательных аппаратов в наше время может рассчитывать только тот, кто располагает базой и средствами для серьезных аэродинамических исследований. Времена, когда открытия делались в сарае, уже прошли. И еще одно замечание: экспериментальные машины должны быть безупречны в отношении качества изготовления, прочности и надежности, то есть должны быть исполнены на гораздо более высоком техническом уровне, чем обычные самоделки. Только так эксперимент может дать желаемый результат.

В противном случае неизбежны аварии, как это случилось с экспериментальным самолетом «Поиск», построенным Олегом Черемухиным из Горького. Говоря авиационным языком, это была самая серьезная предпосылка к летному происшествию на СЛА-89. Первый же разворот «Поиска» после взлета привел к неуправляемой спирали и падению. Высота была совсем небольшой, и пилот Виктор Заболотский не пострадал. Причина падения — полное отсутствие пиковой устойчивости аппарата, о чем можно было догадаться, анализируя общий вид самолета, который и на рулении не отличался устойчивостью. Однако велико было желание летчика-испытателя слетать на том, что в принципе летать не должно, да и авторская идея подкупа своей оригинальностью.

«Поиск» (рис. 108) — первый в истории слетов летательный аппарат с шасси на воздушной подушке. Шасси представляет собой платформу

с двумя надувными баллонами в протекторах и двумя юбками-ограждениями, убираемыми в полете с помощью тросов от специальной рукоятки. Воздух в подушку нагнетается двумя двигателями от безопилоны с простейшими вентиляторами. Подушка работала великолепно, аппарат прекрасно бегал по траве, разворачивался, разгонялся, тормозился. Конструкция шасси позволяет взлетать и с суши, и с воды, и даже с болота.

И вот из этого прекрасного шасси автор взгромоздил явно неудачный самолет, который еще в 1984 г. на СЛА-84 был забракован и летчиками-испытателями, и технической комиссией. В результате — авария, которая, к сожалению, не послужила уроком автору. Вернувшись в Горький после слета, он воссоздал свое творение, не внося в конструкцию никаких изменений, повышающих пиковую устойчивость самолета. На сей раз О. Черемухин решил сам испытать самолет и в первом же полете полностью повторился маневр, совершенный этим самолетом в Риге. К счастью, и на сей раз все обошлось без травм пилота.

Пример осмысленной, целенаправленной работы продемонстрировали конструкторы-любители из клуба самодеятельного технического творчества Таганрогского авиазавода. На СЛА-89 этот клуб, руководимый Юрием Усольцевым, представил несколько оригинальных перспективных разработок, в том числе экспериментальный гидросамолет-экраноплан Р-01 «Роберт» (рис. 109), названный так в честь Роберта Львовича Бартина. Аэродинамическая схема этого самолета разработана в содружестве со специалистами ЦАГИ и СибНИА. Постройке самолета предшествовали испытания моделей в аэродинамических трубах и гидроканале ЦАГИ. Летчик-испытатель Евгений Лахостов, облетывавший едва ли не все советские гидросамолеты, созданные за последние 40 лет, в Риге на СЛА-89 выполнил первый полет на Р-01, подтвердивший, что аппарат является вполне летучим самолетом. Дальнейшие испытания с использованием экранного эффекта покажут, насколько целесообразно применение такой схемы на легких гидросамолетах народнохозяйственного назначения.

Еще одна, менее масштабная, но отнюдь не менее значительная любительская разработка — самолет «Бусел» (см. рис. 103, А), построенный Олегом Вахрушевым из Гродно для исследования нового экспериментального профиля крыла ВР-72 в 1985 г.

Рассказ о самолетах необычных схем можно было бы и продолжить, но в этом, наверное, нет необходимости. Надеемся, читатель уже получил «ключ» к пониманию необычных конструктивных и аэродинамических решений. Поговорим о причинах, заставляющих порой любителя изобретать нечто нестандартное.

К сожалению, некоторыми любителями движет лишь одно желание: сделать свой самолет непохожим на творение товарища. Он мало внимания уделяет физическим принципам и особенностям используемой аэродинамической схемы, и, как правило, им не хватает умения и знаний для реализации задуманного.

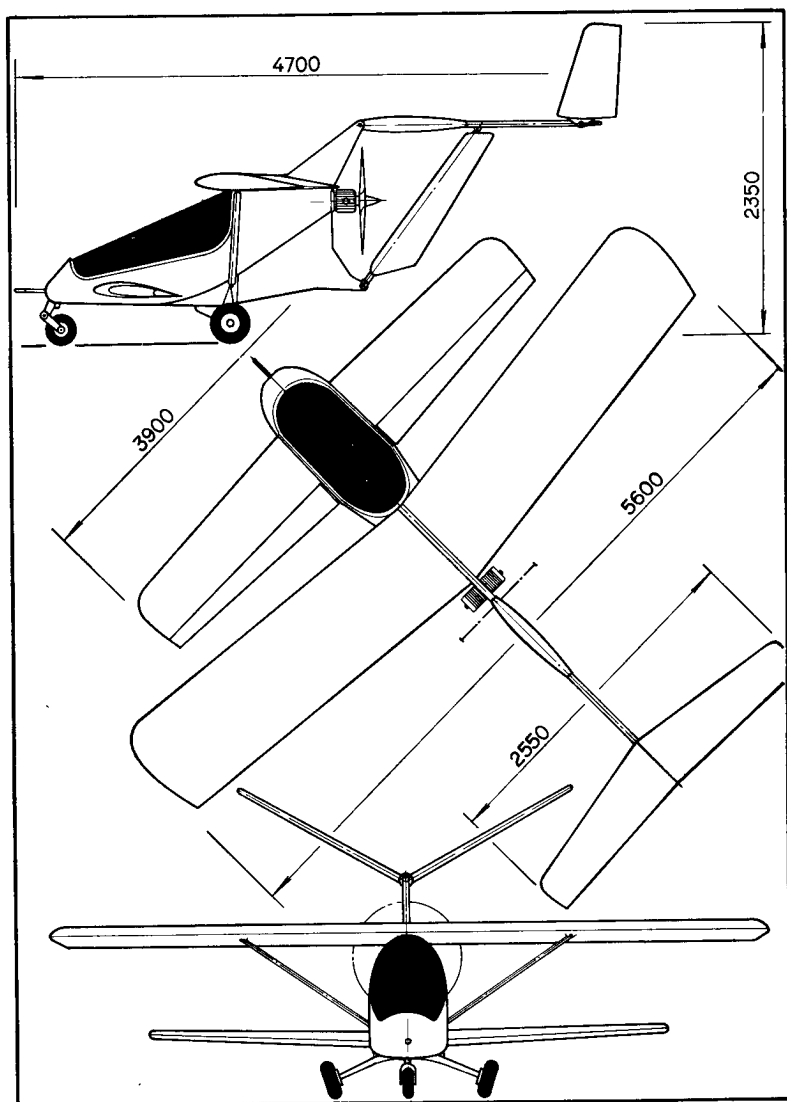


Рис. 107. Самолет «Пегас» Б. Карпенко. Двигатель «Лимбах» мощностью 30 л.с., взлетная масса — 202 кг, масса пустого самолета — 114 кг, скорость сваливания — 60 км/ч

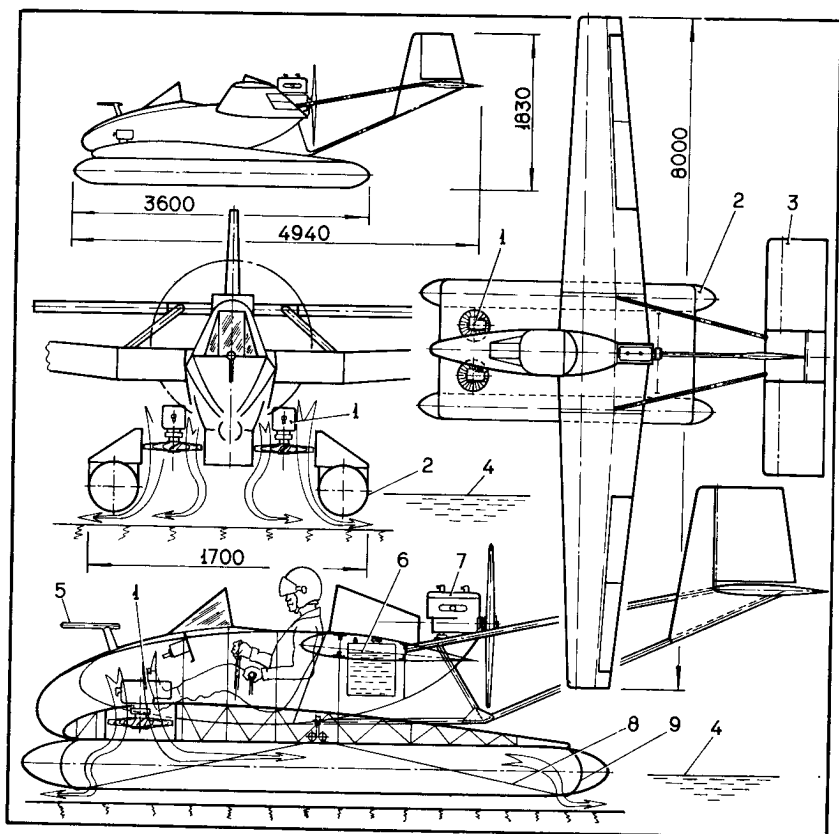


Рис. 108. Экспериментальный самолет «Поиск» с шасси на воздушной подушке:

1 — вентиляторы нагнетающие воздух в воздушную подушку приводятся двигателями от бензопомпы мощностью 5 л. с., 2 — надувные баллоны в протекторе; 3 — цельноповоротное горизонтальное оперение; 4 — уровень подной поверхности при эксплуатации самолета с воды; 5 — приемник воздушного давления; 6 — бензобак; 7 — жаростойкий двигатель РМЗ 640; 8 — тросы для уборки в полете переднего и заднего ограждения воздушной подушки; 9 — мягкие ограждения воздушной подушки

Существует и другая негативная тенденция, когда любитель бездумно копирует понравившуюся ему схему со всеми ее пороками и недостатками. В таких случаях лучше придерживаться наиболее опробованных, проверенных решений, особенно если строится первый в жизни самолет. Вообще для первого аппарата стоит подобрать хорошо испытанный простой прототип. Лучше, если на этот самолет будет полный комплект чертежей, отступать от которых на первых порах не стоит.

Со временем, если любитель активно работает над пополнением своих знаний, старается разбираться во всех мелочах и тонкостях аэродинамических схем, накопил собственный опыт, разби-

рается в задачах, стоящих перед авиацией и аэродинамикой, — вот тогда осмысленное создание любительских экспериментальных самолетов может принести огромную пользу развитию техники. Именно так действуют наши лучшие самодеятельные конструкторы, таким же путем шел к успеху и американский конструктор-любитель Берт Рутан

У авиационной промышленности обычно «не доходят руки» до разработки и постройки экспериментальных самолетов. Целенаправленная и осмысленная работа любителей в этом направлении может дать великолепный результат. Если при разработке и постройке любительской машины преследуются научные цели — это можно

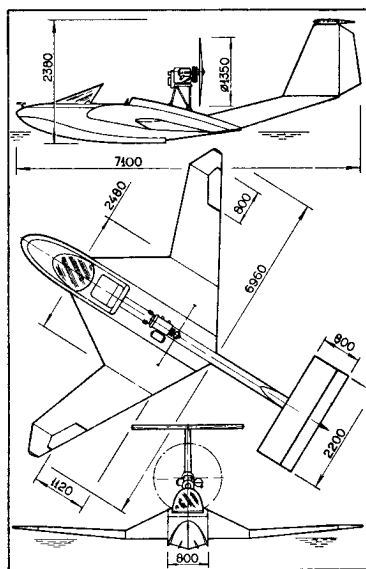


Рис. 109. Экспериментальный гидросамолет-краноплан Р-01 «Роберт». Двигатель мощностью 48 л. с., площадь крыла — 9,7 м², взлетная масса — 350 кг, масса пустого — 255 кг, скорость сваливания — 90 км/ч, максимальная скорость — 120 км/ч

считать наивысшим проявлением самодеятельного технического творчества. Примером может служить американский самолет АД-1 (см. рис. 106, Б) с двумя турбореактивными двигателями TSR-18-046 тягой по 90 кг. Машина снабжена скользящим поворотным крылом, идею которого выдвинули ученые НАСА. Однако ни одна «серьезная» авиационная фирма не взялась за разработку этой «бредовой» конструкции. В конце концов по заданию НАСА самолет под руководством Рутана спроектировали и построили студенты. Созданная ими машина прошла испытания, и сейчас с уверенностью можно сказать, что скользящее крыло будет принадлежностью сверхзвуковых гигантов будущего.

Однако необходимо напомнить, что при разработке необычных самолетов не стоит забывать об осторожности. Хорошо, если каждое новое техническое решение конструктор-любитель сможет проверить на летающих моделях. Такие проверки желательны при постройке любого самолета даже самой простой и хорошо изученной схемы.

Особенно большую пользу могут принести радиоуправляемые модели для изучения характеристик штопора и сваливания. Например, полетам полноразмерных Як-55 и Су-26 предшествовали испытания на штопор радиоуправляемых моделей, сделанных в масштабе обычной спортивной модели с использованием стандартного авиамодельного двигателя и радиоаппаратуры.

Итак, знания, фантазия, осторожность и экспериментальная проверка новых технических решений — вот ключ к успеху при создании самых оригинальных летательных аппаратов.

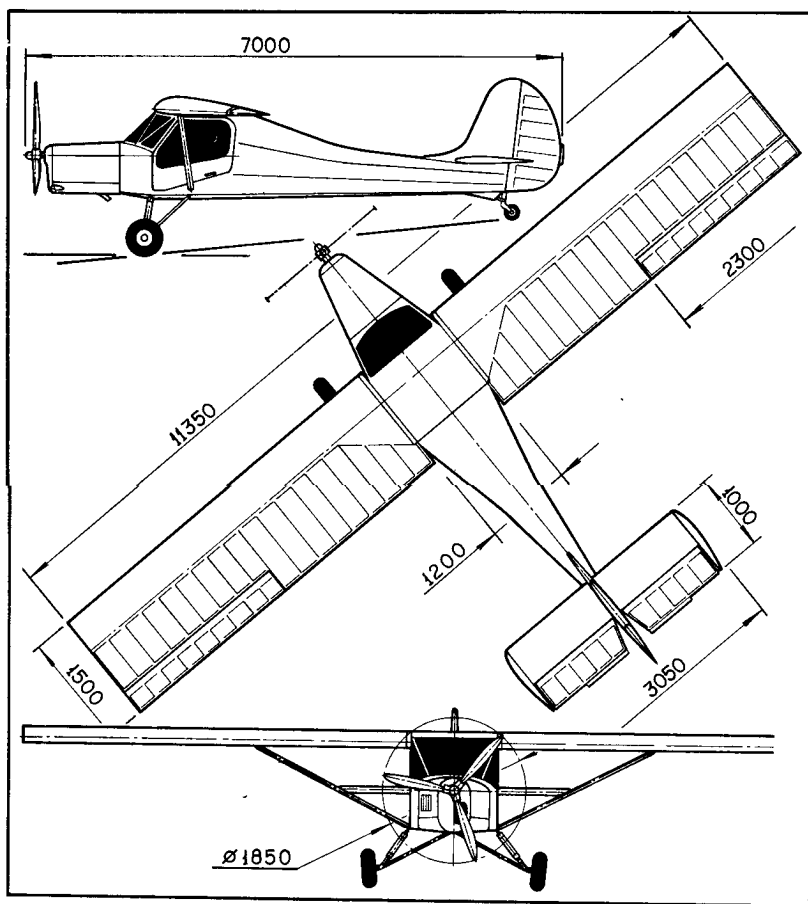


Рис. 93. Самолет «Шешупе». Двигатель мощностью 140 л. с., площадь крыла — $17,0 \text{ м}^2$, взлетная масса — 767 кг, масса пустого — 521 кг, скорость сваливания — 75 км/ч, максимальная скорость — 170 км/ч, скороподъемность у земли — 4,5 м/с, дальность полета — 600 км

НАЧНЕМ С КОМПОНОВКИ

Проектирование следует начинать с четко сформулированного технического задания (ТЗ). В нем обязательно должны быть отражены назначение самолета, тип и мощность используемого двигателя, скорость сваливания и с какой механизацией крыла она будет достигаться, диапазон эксплуатационных перегрузок, состав оборудования и полезная нагрузка. В «настоящем» ТЗ отражаются также летные характеристики самолета: максимальная скорость, скороподъемность и так далее, а в результате проработки выбирается требуемая силовая установка. Но в любительской практике выбирать двигатель обычно не приходится. Мощность мотора, которым уже располагает любитель, и выбранная скорость сваливания практически однозначно определяют все летные данные. На этом и базируется последовательность предполагаемого метода определения параметров и летных характеристик любительского самолета.

Необходимо сделать несколько замечаний по выбору скорости сваливания, с которой мы и рекомендуем начинать расчеты будущего аппарата. Скорость сваливания — это минимальная скорость полета, на которой самолет использует максимальный коэффициент подъемной силы крыла ($C_{y, max}$), выходя на критический угол атаки. Дальнейшее, самое незначительное увеличение угла атаки приведет к срыву потока, обтекающего крыло, потере его несущих способностей, и самолет «сваливается» либо на нос, либо в штопор. На рис. 110, А показана поляра крыла самолета, на которой отмечены характерные точки и критический угол атаки. Практически при снижении скорости и приближении к срыву потока у большинства самолетов начинают появляться характерные признаки сваливания: покачивание с крыла на крыло, тряска, легкий бафтинг (вибрация горизонтального оперения) и так далее.

Скорость сваливания зависит от максимального коэффициента подъемной силы крыла ($C_{y, max}$), типа используемой механизации, удельной нагрузки на крыло. Большое влияние на скорость сваливания оказывает обдувка крыла воздушным винтом. Иногда на самолетах с тянущим винтом, расположенным перед крылом, скорости сваливания на малом газу и на максимальном режиме работы мотора отличаются примерно в 1,5 раза. На таких машинах для выхода из режима свали-

вания и даже из штопора бывает достаточно перевести мотор с малого газа на максимальный. Именно скорость сваливания определяет степени сложности пилотирования вашей будущей машины и является важнейшей характеристикой любительского самолета.

Из опыта эксплуатации любительских аппаратов можно заключить, что для пилота, прошедшего курс летной подготовки в аэроклубе ДОСААФ, не представляет сложности управление самолетом со скоростью сваливания 100—110 км/ч. В то же время для новичка лучшей будет машина со скоростью сваливания 50—60 км/ч. В любом случае для любительского самолета не стоит задавать скорость сваливания более 90 км/ч.

Для уяснения алгоритма проектирования самолета разберем конкретный пример. Допустим, принято решение построить одноместный тренировочный самолет. Имеется двигатель РМЗ-640 мощностью 35 л. с. от снегохода «Буран». Его можно использовать на любительском самолете практически без доработок. Зададим скорость сваливания 75 км/ч. Для достижения такой скорости применим простой неселевой закрылок. Дополним наши ТЗ диапазоном эксплуатационных перегрузок от +6 до -3, что позволит использовать машину для выполнения фигур высшего пилотажа. В состав нагрузки войдут: пилот — 75 кг и топливо — 10 кг, массу парашюта необходимо также включить в нагрузку. Из имеющихся в нашей стране на сегодняшний день наиболее подходящими являются планерный наспинный парашют ПЛП-60 (9 кг) либо парашюты типа С-4 или С-5 (12 кг). В состав оборудования должны войти: указатель скорости, высотомер, простейший указатель скольжения, тахометр двигателя, указатель температуры головки цилиндра, система ПВД. Вместе с приборной доской масса такого комплекта составит не более 3,5 кг. Часы с секундомером для отсчета времени полета пилот должен иметь в левой руке. Хорошо, если самолет будет оборудован легкой радиостанцией, масса которой с комплектом питания составит около 4 кг.

Получив техническое задание, конструктор-профессионал приступает к сложным расчетам по выбору наилучших параметров машины и определению ее летных характеристик. Как правило, на этом этапе и подключаются научные институты,

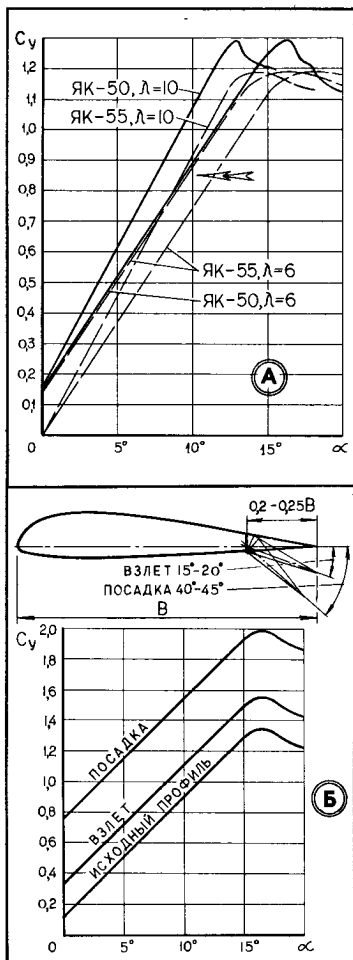


Рис. 110. Аэродинамические и геометрические характеристики крыльев и закрылков:

А — сравнительные характеристики крыльев различного профиля и удлинения (стрелкой показано условное смещение поляр ЯК-55 влево, что соответствует установке крыла с углом закрутки 2°);
 Б — простейший закрылок и его характеристики

задействуется вычислительная техника. Однако не пугайтесь «большой науки». Откроем один маленький секрет любого хорошего расчетчика: какой бы трудной ни была задача, какую бы сложную программу ни пришлось составить для вычислительной машины, хороший расчетчик никогда не доложит главному конструктору резуль-

тат, не сверившись с «ответом в конце задачи». Таким «ответом» является статистика по самолетам-аналогам. Если результат расчета сильно отличается от данных похожих самолетов — нужно искать ошибку. Иногда при проектировании самолетов традиционной схемы с традиционной силовой установкой «ответ» может оказаться более точным, нежели результат сложного расчета. Поэтому можно предложить конструкторам-любителям вообще отказаться от расчетов и воспользоваться статистическими «ответами». Применительно к небольшим любительским самолетам классической схемы статистические рекомендации «ответы», а также результаты некоторых расчетов сведены в серию номограмм, показанных на рис. 111.

Воспользовавшись номограммами, вы сможете в течение 5 мин даже без логарифмической линейки определить все необходимые параметры самолета и его летные данные. Определение параметров можно производить в последовательности, показанной на рис. 112.

Из летных характеристик необходимо также знать дальность и продолжительность полета. Но для их расчета надо точно установить расход топлива на различных режимах, что для двухтактного мотора, установленного на любительском самолете, представляет сложную задачу и может быть определено с достаточной достоверностью только экспериментально в пробных полетах. Следует учесть, что характеристики, определенные по номограмме, могут быть получены только при установке воздушного винта, наилучшим образом соответствующего заданному режиму полета, то есть максимальная скорость может быть достигнута с одним винтом, максимальная скорость — с другим, минимальная взлетная дистанция с третьим и так далее. Номограммы позволяют легко проанализировать влияние различных параметров на летные характеристики и добиться подбором параметров наилучших результатов.

Однако при одних и тех же параметрах площади и удлинения крыла, удельной нагрузки и мощности самолеты могут иметь различную степень аэродинамического совершенства. Например, машина может иметь свободнонесущее крыло или подкосное, убирающееся или неубирающееся шасси. Одна снабжена всевозможными обтекателями, зализами, имеет гладкую полированную поверхность, другая нет. Возникает вопрос: какова цена подобных аэродинамических усовершенствований и в какой мере они учтены номограммами на нашем рисунке?

Как показывает аэродинамический анализ и практика строительства легких самолетов, на скоростях до 200—250 км/ч подобное «вылизывание» самолета на летных характеристиках заметно не отражается. В приведенных номограммах оно вполне учитывается разбивкой летательных аппаратов на разные типы: «гоночный самолет» (самая совершенная аэродинамика), «пилотажный самолет», «тренировочный самолет» и так далее. Таким образом, аэродинамическое усовершенствование самолета, летящего на скоростях до 200—250 км/ч, имеет скорее эстетиче-

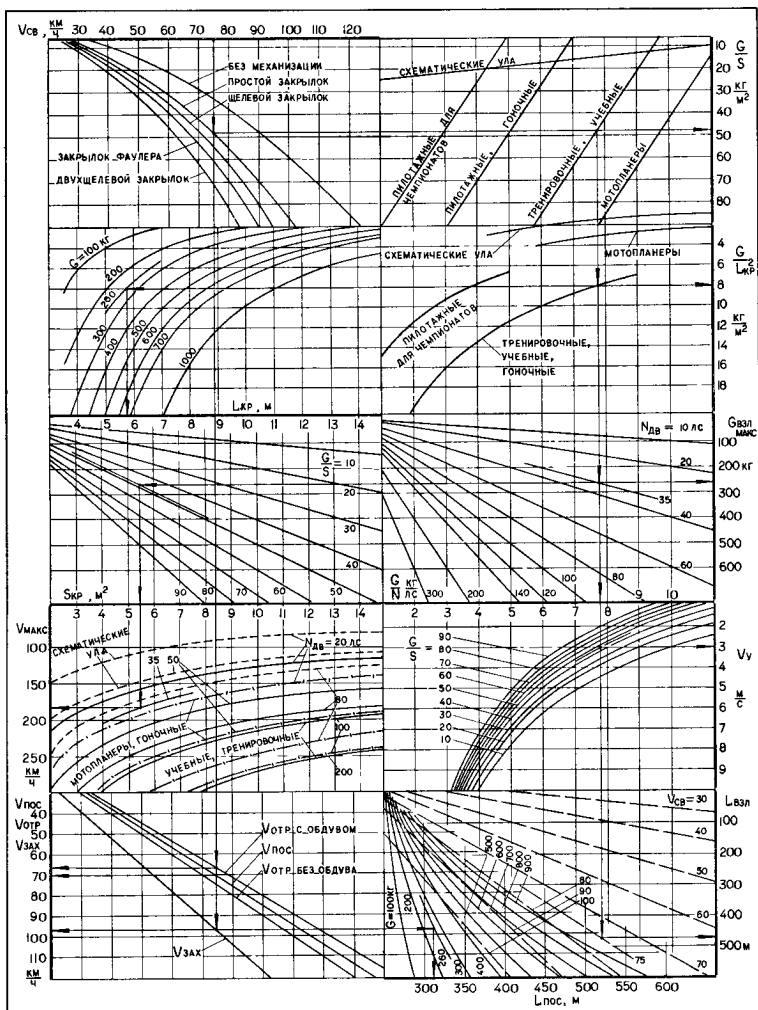


Рис. 111. Номограммы для аэродинамического расчета самолета

скорость сваливания менее чем на 10 км/ч, что и имеет решающего значения.

Во-вторых, форма профиля существенно влияет на характер поведения самолета на больших углах атаки, то есть на малых скоростях при заходе на посадку, при случайном перетягивании ручки на себя. При этом для тонких профилей с относительно острым носком характерен резкий срыв потока, что сопровождается быстрой потерей подъемной силы и резким сваливанием самолета в штопор или на нос. Для более толстых профилей с тупым носком характерен «мягкий срыв» с медленным падением подъемной силы. При этом летчик всегда успевает понять, что попал в опасный режим, и вывести машину на меньшие углы, отдав ручку от себя. Особенно опасен резкий срыв, если крыло имеет сужение в плане и более тонкий профиль на конце крыла. В этом случае срыв потока наступает несимметрично на одном из концов крыла, самолет резко сваливается на эту сторону и переходит в штопор. Именно такой характер сваливания проявляется у самолетов Як-50 и Як-52, имеющих на концах сильно сужающегося крыла очень тонкий профиль (9% на конце и 14,5% у корня) с острым носком. Здесь проявляется важное свойство профилей: более тонкие профили имеют меньший $C_{y\max}$ и меньшие критические углы атаки, то есть углы, на которых происходит срыв потока.

Лучшими характеристиками сваливания обладают крылья с постоянной относительной толщиной профиля вдоль размаха. Например, Як-55 имеет крыло умеренного сужения с постоянным вдоль размаха 18-процентным профилем с тупым носком и при выходе на большие углы атаки плавно опускает нос, переходя в пикирование. В этом случае срыв потока наступает в корневой части крыла и не создает кренящих моментов. Для получения корневого срыва потока лучше, если крыло вообще не имеет сужения в плане. Именно такие крылья установлены на большинстве самолетов первоначального обучения. Ранний корневой срыв можно вызвать также установкой на крыле наплыва (рис. 113,Б). При этом корневой профиль получает меньшую относительную толщину и «менее иссушенную форму». Установка такого наплыва на экспериментальном Як-50 когда-то существенно изменила характер сваливания этого самолета: при выходе на большие углы атаки он опускал нос и переходил в пикирование.

Рассмотрим еще один параметр, во многом зависящий от формы профиля, — это коэффициент сопротивления C_x . Как показывает практика любительского самолетостроения, снижение C_x профиля на самолете с удельной нагрузкой на крыло 30—40 кг/м², имеющем максимальную скорость до 200—250 км/ч, практически не влияет на летные характеристики. Точно так же в этом скоростном диапазоне на летные данные практически не влияют неубирающееся шасси, подкосы, расчалки и так далее. Даже аэродинамическое качество планера зависит в первую очередь от удлинения крыла. И только при уровне аэродинамического качества 20—25 и удлинении более 15 за счет подбора самого лучшего профи-

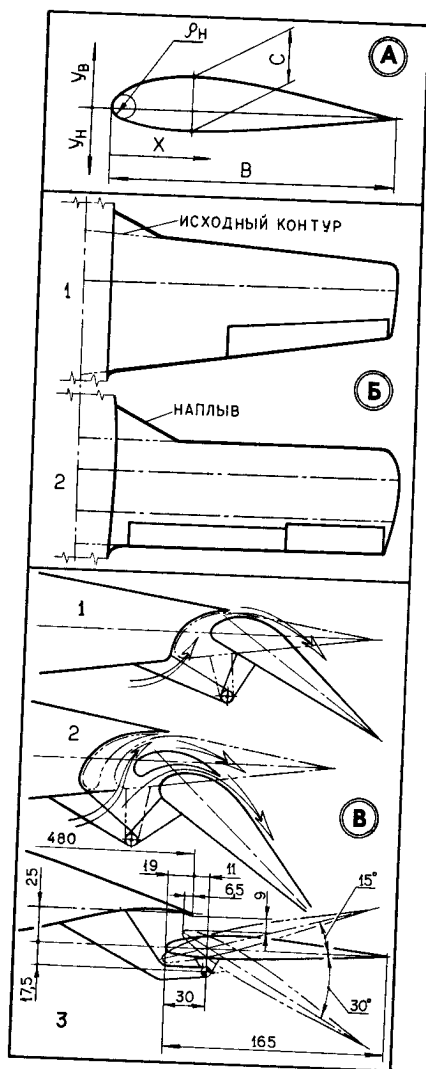


Рис. 113. Геометрия элементов крыла:
А — основные геометрические параметры профиля;
В — хорда, С — максимальная толщина, $\bar{c}$ — относительная толщина ($\bar{c} = \frac{C}{B}$), R_n — радиус носка;

Б — наплывы в корневой части крыла, 1 — экспериментальный Як-50, 2 — учебный самолет «Лекго-70» (Филиппины);

В — простейшие щелевые и двухщелевые закрылки: 1 — однощелевой закрылок с выносной осью; 2 — поворотный двухщелевой закрылок, 3 — подвесной «зависающий» элерон самолета «Кри-Кри»

X, мм	64	80	96	112	128	144	157	165
У _н , мм	11,42	10,26	8,75	6,98	4,93	2,57	0,48	-0,88
-У _н , мм	7,16	6,67	5,87	4,8	3,38	1,7	0,32	1,68

ля качество можно повысить на 30—40%. В то же время на любительском самолете с качеством 10—12 за счет самого удачного профиля качество можно повысить не более чем на 5—10%. Такое увеличение качества при необходимости достигается подбором геометрии крыла в плане.

Отметим еще одну особенность: в диапазоне скоростей любительских самолетов увеличение относительной толщины профиля вплоть до 18—20% не оказывает практически никакого влияния на аэродинамическое сопротивление крыла, в то же время $C_{y \max}$ заметно возрастает.

Существенное повышение несущих характеристик крыла может быть достигнуто за счет применения закрывков. Сразу отметим одну особенность крыльев с закрывками: $C_{y \max}$ такого крыла при отклонении закрывка мало зависит от того, какой $C_{y \max}$ имел исходный профиль, а определяется практически только типом применяемого закрывка. Самый простой закрывок, получивший наибольшее распространение на зарубежных легкомоторных самолетах, и его характеристики показаны на рис. 110,Б. Такие же закрывки используются на самолетах нашего любителя Петра Альмурина. Более эффективными являются щелевые, двухщелевые и подвесные закрывки (см. рис. 113,В). $C_{y \max}$ крыла с однощелевым закрывком может достигать 2,3—2,4 и с двухщелевым — 2,6—2,7. Во многих учебниках аэродинамики приводятся методики геометрического построения формы щели. Но практика показывает, что теоретически вычисленная щель все равно нуждается в доводке и «топкой настройке» в аэродинамической трубе в зависимости от конкретной геометрии профиля, формы крыла и тому подобного. При этом щель либо работает, улучшая характеристики закрывка, либо не работает вообще, а вероятность того, что теоретическим путем, без продувок удастся выбрать единственно возможную форму щели, крайне мала. Обычно это не удается даже профессиональным аэродинамикам. Потому в большинстве случаев на любительских самолетах щели на закрывках, даже если они есть, не дают никакого эффекта, и сложный целевой закрывок работает, как простейший. Конечно, щелевые закрывки можно использовать и на любительских самолетах, но прежде чем их установить, в каждом конкретном случае стоит хорошо подумать. Если же есть возможность воспользоваться геометрическими соотношениями щелей и закрывков уже испытанных и хорошо зарекомендовавших себя самолетов, это стоит сделать. В качестве примера в табл. 6 приведены геометрические координаты профиля закрывка (см. рис. 113, В) самолета «Кри-Кри» (хорда закрывка 165 мм).

Таблица 6

Координаты профиля закрывка самолета «Кри-Кри»

X, мм	2	4	8	12	16	24	32	40	48
У _н , мм	4,27	5,78	7,86	9,28	10,29	11,5	12,0	12,16	12,08
-У _н , мм	1,97	2,74	3,62	4,18	4,67	5,6	6,35	6,85	7,14

На самолетах 30—40-х годов широкое распространение получили посадочные щитки. Встречаются они и в наши дни, хотя конструктивно они не проще закрывков, а их эффективность намного ниже. Поэтому сейчас щитки используются крайне редко и только на технически отсталых самолетах. Не находят большого применения на легких самолетах и предкрылки: их эффективность при низких удельных нагрузках на крыло также невелика.

И еще несколько практических советов, которые могут оказаться полезными при постройке любительских самолетов. Профиль крыла желательно точно выдерживать на участке от носка до точки максимальной толщины. Хорошо, если эта часть крыла имеет жесткую обшивку. Хвостовую часть можно обтянуть полотном и для упрощения технологии даже спрямить «под линейку» (рис. 114, Б). Лекальная хвостовая часть крыла при полотняной обшивке, неизбежно провисающей между нервюрами, большого смысла не имеет. Заднюю кромку крыла обязательно сводить на острый «нож», практически она может иметь толщину 10—15 мм, но не более 1,5% хорды. На аэродинамических характеристиках крыла это совершенно не отражается, но эффективность элеронов повышает, а технологию и конструкцию может упростить.

Важный элемент профиля — форма носка элерона. Наиболее распространенные варианты носков показаны на рис. 114,А. Носок, образованный «параболой 100» (позиция 4 рис. 114,А), используется на элеронах и рулях, имеющих осевую аэродинамическую компенсацию, когда носок выходит в поток, например на Як-55. Такая «загнутая» форма носка при очень большой величине осевой аэродинамической компенсации (20% и выше) приводит к нелинейному росту усилий на ручке управления при отклонении элеронов и рулей. Лучшими в этом отношении являются «заостренные» носки, как на Су-26 (см. рис. 114, А, Б). Координаты такого носка приведены в табл. 7.

Таблица 7

Координаты заостренного носка элерона

X, %	0,625	1,25	1,875	2,5	3,75	5	7,5
У _н = -У _н , %	2,04	2,81	3,25	3,65	4,32	4,81	5,44

Продолжение табл. 7

X, %	10	12,5	15	20	25	30	40	100
У _н = У _н , %	5,95	6,28	6,53	6,81	6,84	6,57	5,8	1,16

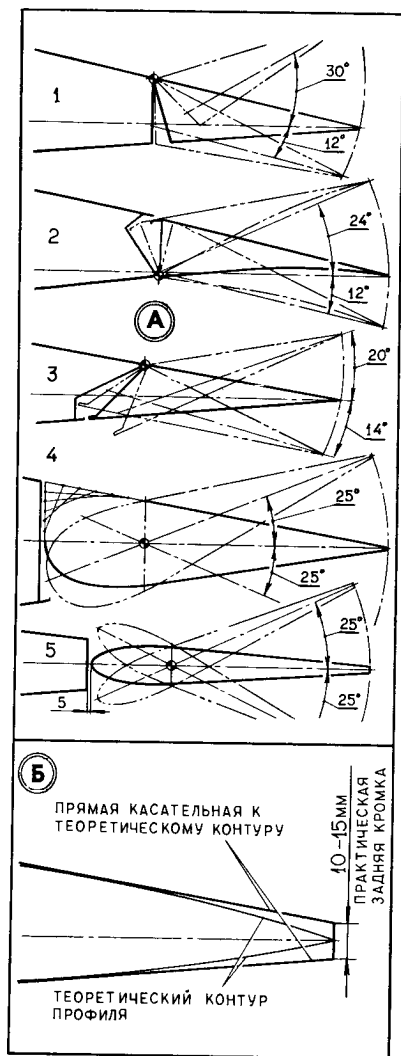


Рис. 114. Геометрия элеронов и закрылков:

А — форма носков элеронов, закрылков и рулей легкомоторных самолетов. 1 — элерон самолета «Кристалл» П. Альюзина, 2 — элерон и закрылок самолетов конструктора-любителя Л. Пазмани (США), 3 — элероны самолета «Цессна-150» (США), 4 — элерон Як-55 и способ построения контура его носка, 5 — заостренный носок элерона самолета Су 26, Б — практическая модификация задней кромки крыла или оперения

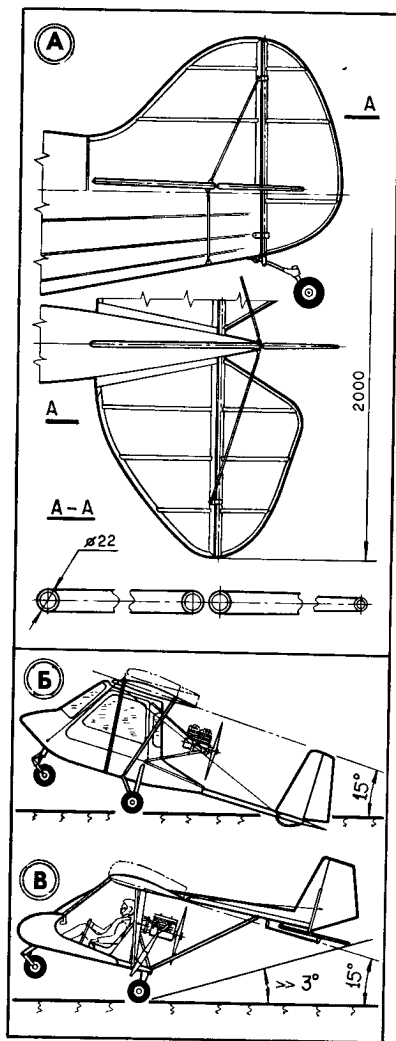


Рис. 115. Элементы конструкции и компоновки легких самолетов:

А — трубчатое хвостовое оперение самолета «Питтс» и его профиль, Б — правильный выбор конструктивного посадочного угла самолета («Бу меранг» Ю. Кабулкова), В — неправильный выбор конструктивного посадочного угла самолета (СП-10 Н Шевченко)

Для хвостового оперения обычно используются симметричные крыльевые профили. Рули, как и элероны, могут быть образованы прямолинейными дужками с «затупленной» задней кромкой. Достаточную эффективность имеет оперение с тонким плоским профилем, как на американских спортивно-пилотажных самолетах «Питтс», «Лазер» и других (рис. 115). Жесткость и прочность такого оперения обеспечиваются расчалками, оно получается очень легким и конструктивно простым. Относительная толщина профиля менее 5%. При такой относительной толщине характеристики оперения или крыла вообще не зависят от формы профиля.

Ниже приведены данные по наиболее подходящим, на наш взгляд, профилям для любительских самолетов (рис. 116). Конечно, возможны и другие варианты, отметим лишь, что наилучшими свойствами в диапазоне скоростей любительских самолетов обладают 15—18-процентные профили с тупым носом и с максимальной относительной толщиной, расположенной в пределах 25% хорды.

Профиль Р-II, $\bar{c}=14\%$

x, %	1,0	2,0	4,0	6,0	8,0	10	15	20	25
y, %	2,5	3,76	5,52	6,79	7,77	8,65	9,99	10,76	11,0
-y, %	1,26	1,78	2,25	2,49	2,63	2,75	2,89	2,95	3,0

Продолжение табл. 8

x, %	30	40	50	60	70	80	90	95	100
y, %	10,97	10,38	9,17	7,64	5,91	4,05	2,07	1,01	0
-y, %	2,99	2,8	2,49	2,09	1,63	1,13	0,6	0,3	0

Профиль Р-III, $\bar{c}=18\%$

x, %	0,5	1,0	2,0	3,0	5,0	7,0	10	15	20
y, %	2,74	3,83	5,62	6,98	8,99	10,51	12,74	13,57	14,13
-y, %	1,23	1,68	2,28	2,59	3,05	3,37	3,62	3,77	3,83

Продолжение табл. 9

x, %	25	30	40	50	60	70	80	90	100
y, %	14,13	13,87	12,65	10,92	8,83	6,63	4,42	2,21	0
-y, %	3,85	3,78	3,57	3,18	2,69	2,09	1,41	0,71	0

Р-II и Р-III разработаны в ЦАГИ, имеют высокие несущие характеристики и хорошо ведут себя на больших углах атаки. Они широко использовались в 30—40-е годы, находят применение и в наши дни (табл. 8, 9).

NACA-23015 (последние две цифры обозначают относительную толщину в процентах, первые — номер серии) — профиль имеет достаточно высокий C_{ym} при низком C_{di} , невысокий коэффициент продольного момента m_x , что определяет небольшие потери на балансировку. Характер сваливания у самолетов с этим профилем «мягкий».

NACA-230 с относительной толщиной 12—18% используется на большинстве легкомоторных, в том числе и любительских, самолетов США.

Таблица 10

Профиль NACA-23015, $\bar{c}=15\%$

x, %	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30
y, %	3,34	4,44	5,89	6,9	7,64	8,52	8,92	9,08	9,05
-y, %	1,64	2,25	3,04	3,61	4,09	4,84	5,41	5,72	5,96

Продолжение табл. 10

x, %	40	50	60	70	80*	90	95	100
y, %	8,59	7,74	6,61	5,25	3,73	2,04	1,12	0,16
-y, %	5,92	5,5	4,81	3,91	2,83	1,59	0,9	0,16

NACA-2418 считается более выгодным, чем NACA-230, для скоростей менее 200—250 км/ч, применяется на многих самолетах, в том числе на чехо-словацких «зллинах».

Таблица 11

Профиль NACA-2418, $\bar{c}=18\%$

x, %	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30
y, %	3,88	4,45	6,03	7,17	8,05	9,34	10,25	10,65	10,88
-y, %	2,45	3,44	4,68	5,48	6,03	6,74	7,09	7,18	7,12

Продолжение табл. 11

x, %	40	50	60	70	80	90	95	100
y, %	10,71	9,89	8,65	7,02	5,08	2,81	1,55	0,19
-y, %	6,71	5,99	5,04	3,97	2,8	1,53	0,87	0,19

GAW-1 -- суперкритический профиль, разработанный американским аэродинамиком Уиткомбом для легких самолетов, выгоден при скоростях более 300 км/ч. Острый носок предопределяет резкий срыв на больших углах атаки, а отогнутая вниз задняя кромка способствует повышению $C_{y_{max}}$.

Таблица 12

Профиль GAW-1, $\bar{C} = 17\%$

x, %	0,2	0,5	1,25	2,5	3,75	5	7,5	10	15	20
y, %	1,3	2,04	3,07	4,17	4,97	5,6	6,56	7,31	8,41	9,21
-y, %	0,97	1,44	2,05	2,69	3,19	3,57	4,21	4,7	5,43	5,93

Продолжение табл. 12

x, %	25	30	40	60	60	70	80	90	95	100
y, %	9,78	10,17	10,5	10,27	9,37	7,64	5,29	2,64	1,29	0,07
-y, %	6,27	6,45	6,48	6,09	5,06	3,38	1,59	0,35	0,26	0,78

«Кри-Кри» — ламинизированный планерный профиль, разработанный западногерманским аэродинамиком Вортманом и несколько модифицированный конструктором «Кри-Кри» французом Коломбаном. Относительная толщина профиля — 21,7%, за счет чего достигаются высокие несущие характеристики. Как и GAW-1, этот профиль требует точнейшего соблюдения теоретического контура и отличного качества отделки поверхности крыла. В табл. 13 приведены координаты профиля, пересчитанные на хорду крыла самолета «Кри-Кри», равную 480 мм.

Таблица 13

Профиль «Кри-Кри», $\bar{C} = 21,7\%$

x, мм	1,0	2,01	4,15	9,8	21,49	33,36	45,33	69,42
y, мм	6,74	8,47	11,52	17,09	25,2	31,56	36,85	45,58

Продолжение табл. 13

x, мм	93,65	117,96	142,33	166,73	191,16	215,59
y, мм	52,42	57,68	61,54	64,04	65,12	64,88

Продолжение табл. 13

x, мм	240,0	264,38	288,71	312,98	337,17	361,24	480
y, мм	63,37	60,76	57,14	52,51	46,63	39,24	0,5

Продолжение табл. 13

x, мм	3,8	5,19	7,85	14,2	26,51	38,64	50,67
-y, мм	6,09	7,38	9,38	12,92	17,75	21,39	24,44

Продолжение табл. 13

x, мм	74,58	98,35	122,04	145,67	169,27	192,84
-y, мм	29,43	33,31	36,2	38,21	39,31	39,41

Продолжение табл. 13

x, мм	216,41	240,0	263,62	287,29	311,02	334,83
-y, мм	38,6	36,89	34,48	31,43	27,78	23,3

Окончание табл. 13

x, мм	358,76	382,84	407,03	431,31	470,0	480
-y, мм	17,76	11,49	6,01	1,66	-2,73	0,5

П-52 — профиль, рекомендованный ЦАГИ для легкомоторных самолетов, имеет тупой носок и спрямленную хвостовую часть.

Таблица 14

Профиль П-52, $\bar{C} = 12\%$

x, %	0,25	0,5	1,0	2,0	3,0	5,0	7,5	10	15	20
y, %	1,2	1,73	2,49	3,45	4,11	5,01	5,77	6,25	6,73	6,87
-y, %	1,13	1,58	2,2	2,9	3,33	3,86	4,28	4,55	4,89	5,11

Продолжение табл. 14

х, %	25	30	40	50	60	70	80	90	100
у, %	6,83	6,62	5,9	4,93	3,97	3,0	2,03	1,06	0,1
-у, %	5,17	5,08	4,57	3,82	3,34	3,08	1,59	0,84	0,1

Як-55 — симметричный профиль для спортивно-пилотажных самолетов. На крыле относительная толщина 12—18%, на оперении — 15%. Характер сваливания самолета очень «мягкий» и плавный.

Таблица 15

Профиль Як-55, $\bar{C} = 18\%$

х, %	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30
у, %	3,31	4,4	5,84	6,84	7,57	8,45	8,84	9,0	8,97

Продолжение табл. 15

х, %	40	50	60	70	80	90	95	100
у, %	8,51	7,67	6,55	5,2	3,52	1,84	0,99	0,15

V-16 — французский симметричный профиль, имеет очень тупой носок, очень близкое к нему расположение максимальной толщины, за счет чего достигается достаточно высокий максимальный коэффициент подъемной силы. Профиль применяется на спортивных самолетах КАП-21, КАП-230. В начале 80-х годов считался лучшим пилотажным профилем, однако на чемпионате мира 1986 г. большинство любительских самолетов, в том числе американские, австралийские и английские «лазеры» и даже два новых французских аппарата, уже имели профили, очень близкие к Су-26.

Таблица 16

Профиль V-16, $\bar{C} = 16\%$

х, %	0,25	0,5	1,0	2,0	3,0	5,0	7,5	10	15
у, %	1,62	2,26	3,13	4,28	5,09	6,22	7,11	7,65	8,0

Продолжение табл. 16

х, %	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
у, %	7,66	7,18	6,7	5,75	4,8	3,85	2,9	1,95	0,99	0,04

Су-26-18, Су-26-12 — специальные профили для спортивно-пилотажных самолетов. Су-26-18 использован в корне крыла Су-26 и Су-26М, Су-26-12 — в концевой части крыла и на оперении. Профиль имеет острый носок, что несколько снижает несущие свойства, но позволяет добиться очень чуткой реакции машины на отклонение рулей. Хотя для новичков такой самолет сложен в пилотировании, опытные спортсмены получают возможность выполнять фигуры, недоступные самолетам с «мягкой», замедленной реакцией на движение ручки, обусловленной тупым носком профиля. Срыв самолета с профилем Су-26 происходит быстро и резко, что необходимо при выполнении современных штопорных фигур. Вторая особенность профиля — «поджатие» в хвостовой части, повышающее эффективность элеронов.

Крыло Су-26 имеет большие элероны, занимающие почти всю заднюю кромку. Если «сбить» нейтраль элеронов (обоих сразу) вниз на 10° , $C_{y_{\max}}$ увеличивается приблизительно на 0,2, приближаясь к $C_{y_{\max}}$ хорошего несимметричного профиля. При этом C_x практически не растет, а аэродинамическое качество не падает. То же наблюдается и на других симметричных профилях. На этом качестве основано использование элеронов, кинематически связанных с рулем высоты, выполняющих функции и элеронов, и закрылков одновременно, подобно закрылкам на кордовой пилотажной авиамодели. Такие закрылки прошли испытания на Як-55 и Су-26.

Таблица 17

Профиль Су-26-18, $\bar{C} = 18\%$, $\rho = 2,32\%$

х, %	0,625	1,25	1,875	2,5	3,75	5
у, %	1,58	2,41	3,03	3,52	4,43	5,17

Продолжение табл. 17

х, %	7,5	10	12,5	15	20	25	30
у, %	6,31	7,15	7,76	8,24	8,84	9,0	8,87

Окончание табл. 17

х, %	40	50	60	70	80	90	100
у, %	7,42	5,97	4,52	3,11	2,16	1,21	0,2

Таблица 18

Профиль Су-26-12, $\bar{C} = 12\%$, $\rho = 1,55\%$

х, %	0,625	1,25	1,875	2,5	3,75	5
у, %	1,23	1,7	2,06	2,48	3,02	3,65

x, %	7,5	10	12,5	15	20	25	30
$y_{\text{в.}} = -y_{\text{н.}}, \%$	4,32	4,85	5,22	5,49	5,9	6,0	5,85

Окончание табл. 18

x, %	40	50	60	70	80	90	100
$y_{\text{в.}} = -y_{\text{н.}}, \%$	5,09	4,34	3,58	2,8	2,03	1,25	0,48

Перейдем к аэродинамической компоновке будущего летательного аппарата, не вдаваясь в подробности теории. Аэродинамическая компоновка, то есть взаимное расположение крыла, оперения, силовой установки, в решающей степени определяет характеристики устойчивости и управляемости аппарата.

Огромное многообразие схем самолетов в принципе сводится к нескольким вариантам, параметры которых лежат в довольно узких пределах. В результате многолетней практики были отобраны наиболее оптимальные параметры, соблюдая которые, можно даже без аэродинамических продувок получить надежный, устойчивый летательный аппарат. Отступление от этих проверенных путей, как правило, сопряжено со всевозможными неприятностями. Из всего многообразия схем, пригодных для любительских самолетов, кроме «утки» и тандема, о которых сказано выше, можно выделить три: моноплан с низким расположением крыла, моноплан с высоким расположением крыла и биплан. На рис. 117 показаны параметры самолета нормальной аэродинамической схемы. Подставляя в эту схему конкретные цифры, полученные из номограммы на рис. 111, можно быстро нарисовать чертеж основных размеров вашего будущего самолета. При этом следует помнить, что для моноплана с верхним расположением крыла угол V-образности крыла можно уменьшить до $0-2^\circ$. Горизонтальное оперение у такого самолета лучше расположить в следе или ниже крыла, как это сделано на самолетах «Ленинградец», «Чемпион» фирмы «Белланка», ARV-2 и других, показанных на схемах в этой книге. При таком расположении оперение никогда не попадет в зону срыва потока с крыла на больших углах атаки.

Для биплана, если его «стронть» от эквивалентной хорды крыла, характерны те же соотношения, что и для самолета нормальной схемы. Но по статистике площадь оперения у биплана несколько меньше, чем у моноплана, и составляет обычно 14—16% суммарной площади крыльев, а вертикальное оперение — 7—8%. Горизонтальное оперение биплана по высоте лучше

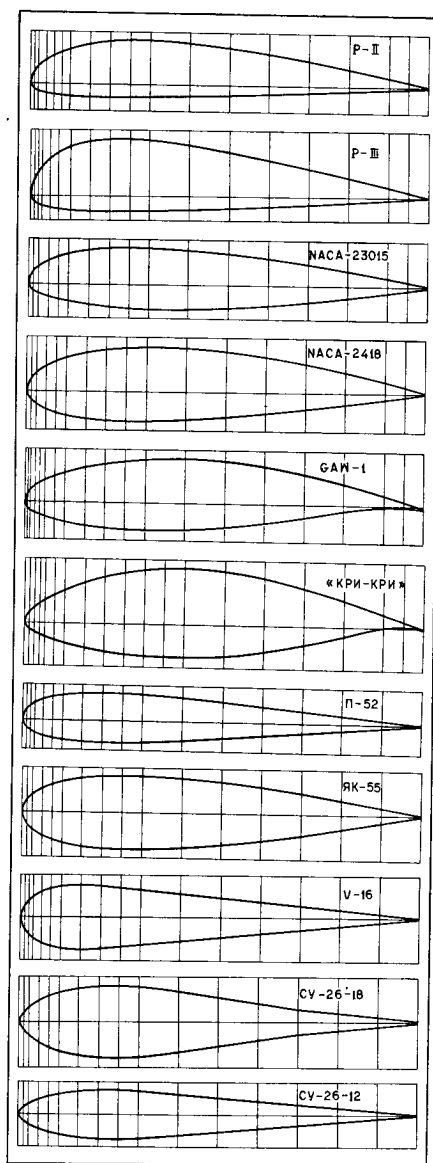


Рис. 116. Профили крыла, используемые на легких самолетах

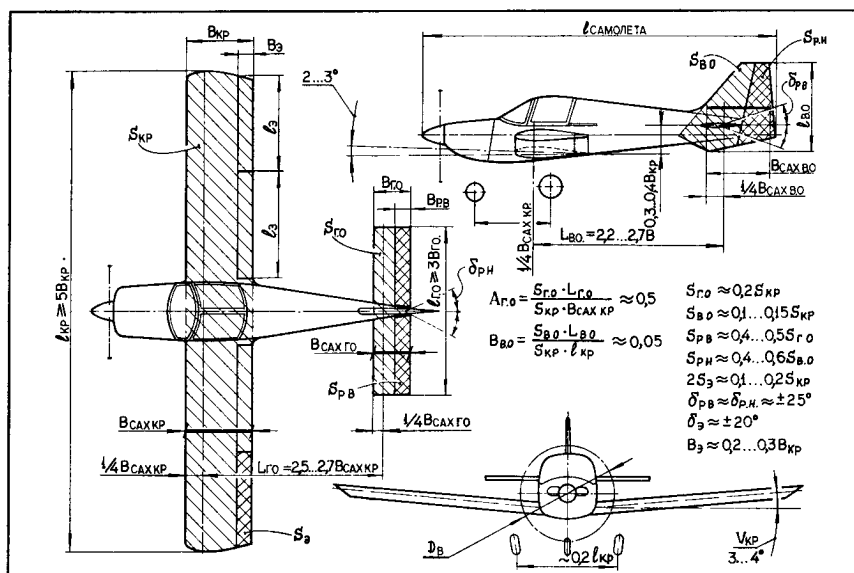


Рис. 117. Соотношения параметров самолета нормальной аэродинамической схемы

расположить примерно посередине между крыльями или в следе нижнего крыла.

У современных планеров плечо горизонтального и вертикального оперения для снижения потерь на балансировку обычно увеличивается до 4,5—5,5 $B_{сак}$. Его площадь, как правило, составляет $S_{го} = 0,1—0,15 S_{кр}$, площадь вертикального оперения примерно равна площади горизонтального, при этом $A_{го} = 0,42—0,52$. Размах крыла планеров стандартного класса ограничен 15 м, у планеров открытого класса размах составляет 17—25 м.

При разработке аэродинамической компоновки надо учитывать взаимное расположение горизонтального и вертикального оперения. На больших углах атаки, то есть перед сваливанием в штопор и в штопоре, руль направления не должен затеняться стабилизатором, сохраняя свою эффективность. Наилучшим образом этому условию отвечает оперение типа установленного на спортивно-пилотажных самолетах Су-26, Як-55, «Лазер», Z-50L и других. Хотя конструктивно более простое оперение, показанное на рис. 118, В, чаще привлекает внимание модельщиков. Конечно, на любительских самолетах возможны любые схемы оперения: Т-образное, крестообразное и так далее, но расположение крыла относительно стабилизатора должно удовлетворять определенным геометрическим пропорциям (см. рис. 117). В противном случае на больших углах атаки стабилизатор будет попадать в зону затенения крылом.

Расположение центра тяжести самолета относительно средней аэродинамической хорды крыла определяет продольную устойчивость самолета. В результате многолетней практики были определены наивыгоднейшие диапазоны центровок для самолетов разных схем. Так, для низкопланов полетная центровка обычно находится в пределах 15—25% САХ, для высокопланов — 18—30% САХ, для бипланов — 18—30% эквивалентной хорды. При этом меньшие значения, как правило, соответствуют самолетам меньшего размера.

$B_{сак}$ — средняя аэродинамическая хорда трапециевидного крыла, и координаты ее носка определяются по следующим формулам:

$$B_{сак} = \frac{2}{3} \left(B_0 + B_k - \frac{B_0 \cdot B_k}{B_0 + B_k} \right)$$

$$Z_{сак} = \frac{B_0 + 2B_k}{B_0 + B_k} \cdot \frac{l_{сак}}{6}$$

$$X_{сак} = \frac{B_0 + 2B_k}{B_0 + B_k} \cdot \frac{X_k}{3}$$

где B_0 — корневая хорда крыла; B_k — концевая хорда крыла; $l_{кр}$ — размах крыла; $Z_{сак}$ — координаты носка средней аэродинамической хорды (рис. 119, А).

Средняя аэродинамическая хорда может быть определена и графически, как показано на рис. 119, Б, а на следующем рисунке даны пояснения к определению B_{CAH} крыла сложной геометрической формы, при этом крыло разбивается на ряд секций, каждая из которых представляет собой крыло трапецевидной формы в плане. Для каждой секции определяются своя B_{CAH} ($B_{CAH1}, B_{CAH2}, \dots$) и координаты ее носка X_A и Z_A ($X_1, X_2, \dots; Z_1, Z_2, \dots$). В нашем примере крыло состоит из двух трапецевидных секций с площадями S_1 и S_2 соответственно.

Средняя аэродинамическая хорда всего крыла и координаты ее носка определяются по следующим формулам:

$$B_{CAH} = \frac{B_{CAH1} \cdot S_1 + B_{CAH2} \cdot S_2}{S_1 + S_2};$$

$$X_{CAH} = \frac{X_1 \cdot S_1 + X_2 \cdot S_2}{S_1 + S_2};$$

$$Z_{CAH} = \frac{Z_1 \cdot S_1 + Z_2 \cdot S_2}{S_1 + S_2}.$$

В случае биплана центровка рассчитывается относительно эквивалентной хорды $B_{ЭКВ}$ (см. рис. 119, Г) по следующим формулам:

$$B_{ЭКВ} = B_{CAH} + \frac{h}{H} (B_{CAH} - B_{CAH_2});$$

$$h = \frac{H}{1 + \frac{S_n \cdot B_{CAH_1}}{S_a \cdot B_{CAH_2}}};$$

$$X_{ЭКВ} = \frac{h \cdot X_a}{H},$$

где B_{CAH} — средняя аэродинамическая хорда верхнего крыла, B_{CAH_2} — средняя аэродинамическая хорда нижнего крыла; H — вынос верхнего крыла; S_a и S_n — площади верхнего и нижнего крыльев соответственно; h и $X_{ЭКВ}$ — координаты носка эквивалентной хорды.

Можно порекомендовать следующие параметры бипланной коробки: $H=1-1,5$ $B_{ЭКВ}$; $X_a=0,2-0,5$ $B_{ЭКВ}$.

Площадь киля обычно определяется, как показано на рис. 119, Д.

Достаточные площади рулевых поверхностей при заданных центровках обеспечат вашему самолету отличную управляемость. Другими словами — машина в воздухе будет иметь отличную реакцию на отклонение управляющих поверхностей. Однако сложность и тонкость заклю-

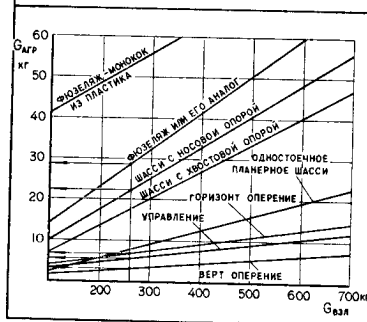
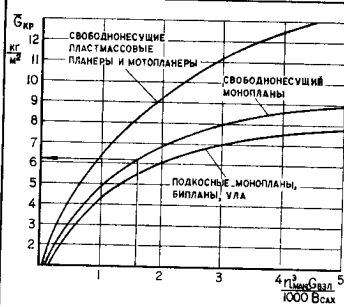
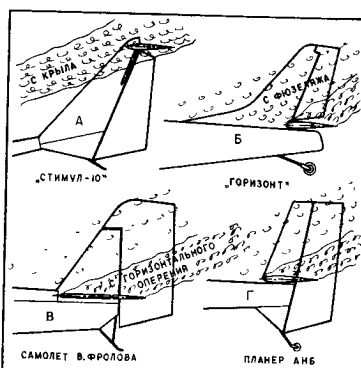


Рис. 118. Схемы компоновки оперения легкомоторных самолетов и номограммы для определения удельного веса крыла и других агрегатов самолета (В и Г — предпочтительные для любительского самолета схемы оперения)

чаются в том, что летчик об управляемости судит не по реакции самолета на определенное отклонение руля, а по реакции самолета на ход ручки и на прикладываемое усилие. Обычно эти характеристики измеряются расходом ручки и усилием, необходимыми для увеличения угловой скорости вращения по крену на 1 рад/с. Значения этих величин, при которых летчик определяет управляемость как наилучшую, давно определены экспериментально.

Приведем эти данные для любительского самолета

расход ручки на единицу перегрузки — не менее 15–20 мм,

усилие, прикладываемое к ручке для увеличения перегрузки на единицу — 2–3 кг,

расход ручки для увеличения угловой скорости крена на 1 рад/с — не менее 15–20 мм,

усилие на ручке для увеличения угловой скорости крена на 1 рад/с — не менее 2–3 кг,

усилие на педалях для управления по курсу — не менее 5 кг.

Подсчитать эти усилия и расходы в процессе проектирования довольно сложно. Они определяются площадью рулевых поверхностей, скоростью полета, наличием и степенью аэродинамической компенсации рулей. Степенью аэродинамической компенсации руля называется отношение площади руля перед осью вращения к общей площади руля, выражаемое обычно в процентах. Как показывает практика, на самолетах со скоростью полета до 200–250 км/ч и площадью крыла до 10 м² аэродинамическая компенсация рулей и элеронов вообще не нужна. Напротив, для увеличения усилий на ручке часто приходится устанавливать пружинные или резиновые загрузители.

Если самолет имеет большие размеры и скорости, то степень аэродинамической компенсации приблизительно можно определить по номограммам на рис. 120. На рис. 121 показаны основные типы аэродинамических компенсаторов, используемых на легких самолетах. Наиболее эффективными, как показывает практика, являются выносные и роговые компенсаторы. Важное достоинство компенсаторов этого типа заключается в простоте их замены или доработки в процессе летных испытаний.

Полное отклонение рулей и элеронов обычно составляет ± 20 – 25° . При больших отклонениях эффективность рулей уже не растет. Для элеронов, установленных на крыле несимметричного профиля, для устранения моментов рыскания при их отклонении полезно ввести дифференциацию. Элерон, например, может отклоняться вверх на 20° и вниз на 12 – 15° .

Для обеспечения приемлемых расходов ручки на создание единичной перегрузки или единич-

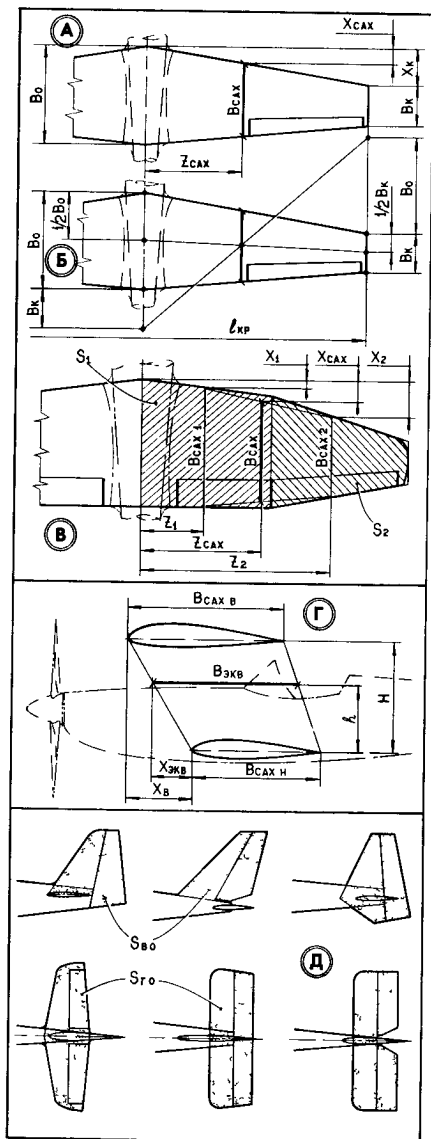


Рис. 119 Элементы аэродинамической компоновки самолета

А — аналитический способ определения средней аэродинамической хорды крыла
Б — графический способ определения средней аэродинамической хорды крыла

В — определение средней аэродинамической хорды сложной геометрической формы
Г — определение эквивалентной аэродинамической хорды крыла би-плана ($B_{\text{экв}}$)
Д — определение площади вертикального и горизонтального оперения различных конструктивных схем

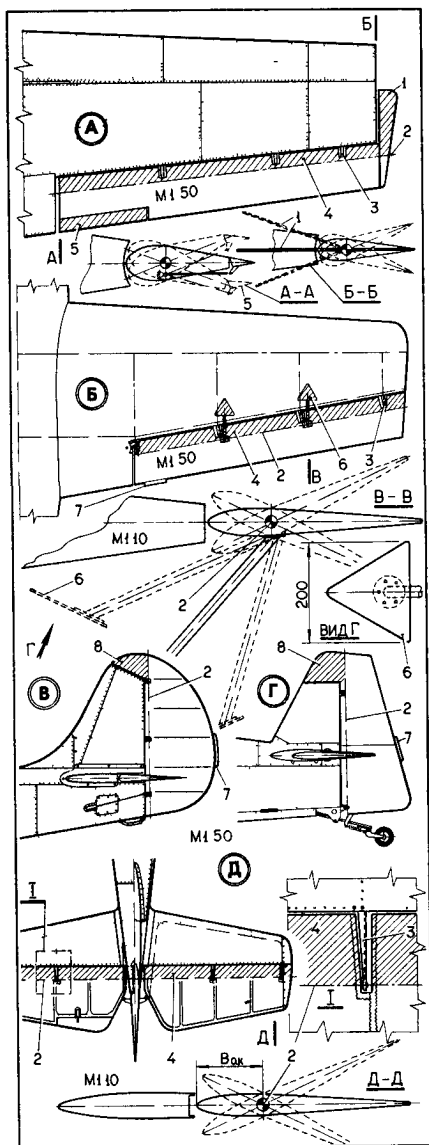


Рис. 121 Основные типы аэродинамических компенсаторов рулевых поверхностей, используемых на легких самолетах.

А — использование аэродинамических компенсаторов различного типа на крыле Як 55
Б — использование выносных аэродинамических компенсаторов на элементе Су 26. Выносные пластины компенсаторов выполнены съемными
В — роговой аэродинамический компенсатор на руле направления Як 52
Г — роговой аэродинамический компенсатор на руле направления Су 26

Д — использование большого осевой аэродинамической компенсации на руле высоты самолета Як 50 1 — роговой пластинчатый компенсатор 2 — ось вращения руля 3 — узел навески руля 4 — осевая аэродинамическая компенсация 5 — кинематический сервокомпенсатор 6 — пластинчатый выносной компенсатор он же выносной балансир элерона 7 — отгибной триммер «ножа» 8 — роговой компенсатор руля направления

балансирующий угол отклонения триммера должен соответствовать режиму полета, то есть в наборе высоты должен быть один угол, в крейсерском полете другой, на посадке третий и так далее. Поэтому может оказаться полезной установка управляемого триммера.

Учитывая изложенное, приступайте к компоновке самолета. Попробуйте вычертить предварительную схему самолета. Затем приступайте к подсчету массы агрегатов и определению центровки аппарата. Для начала нужно составить поагрегатную сводку. В нашем примере она будет иметь следующий вид (масса, кг)

ВЗЛЕТНАЯ МАССА	249
Нагрузка	94
пилот	75
топливо	10
парашют	9
Масса пустого	155
Планер	100
крыло	32
элероны	32
фюзеляж	25
фонарь	4
киль	1
руль направления	2
стабилизатор	3
руль высоты	3,5
главное шасси	16
носовая стойка шасси	6
управление	5,5
Силовая установка	42,6
двигатель	37
воздушный винт	3,2
капот	3
бензосистема	2
управление двигателем	0,5
моторама	2,2
выхлопные патрубки	0,4
оснастка двигателя	0,3
Оборудование	10,9
приборная доска	2,9
система ПВД	0,6
радиостанция	3,5
электрооборудование	0,5
кресло и привязные ремни	2,2
тормозная система колес	1,2
Прочее, в том числе окраска	1,5

Массу силовой установки и оборудования на этом этапе надо рассчитать точно, пользуясь результатами взвешивания или паспортными данными. Для определения массы самолетных агрегатов воспользуемся соотношениями на рис. 117, подставляя $G_{взл, max}$ из номограммы рис. III в качестве взлетной массы в первом приближении. Взлетная масса, полученная суммированием всех масс сводки, даст взлетную массу второго приближения. В номограммах $G_{кр}$ — масса одного квадратного метра крыла, кг/м², p_{max} — максимальная эксплуатационная перегрузка (в нашем примере 6), V_{ax} — средняя аэродинамическая хорда крыла, м. Масса крыла определяется по формуле $G_{кр} = G_{кр} \cdot S_{кр}$.

Таблица 20

II группа агрегатов

Наименование	Масса G_i , кг	Плечо X_i , м	Статический момент $G_i \cdot X_i$, кг · м
Двигатель	31	1	31
Воздушный винт и так далее	3,2	0,8	2,56

 ΣG_i $\Sigma G_i X_i$

К расчету массы отнеситесь очень внимательно. В маленьких самолетах слишком велика доля элементов, размеры которых выбирают не по расчету, а по так называемым «конструктивным соображениям». Например, по расчету некоторые обшивки или, скажем, стенки нервюр, лонжеронов можно сделать толщину в десятки доли миллиметра. А реально приходится устанавливать гораздо более толстые элементы. Вот эту массу очень трудно учесть, пользуясь формулами и номограммами.

Необходимо, чтобы взлетная масса из сводки была ниже $G_{взл, макс}$ из номограммы на рис. 111 примерно на 5—10%. Если взлетная масса превышает $G_{взл, макс}$, пересмотрите исходные параметры самолета. Можно либо использовать более мощный двигатель, либо увеличить размах и площадь крыла и так далее. Если взлетная масса существенно ниже $G_{взл, макс}$ в номограмму подставьте новое значение взлетной массы и скорректируйте размах и площадь крыла, а также летные характеристики на новую массу. Более точное значение взлетной массы может быть получено только в результате поэлементного расчета после определения силовых сечений конструктивных элементов по расчету на прочность. В дальнейшем контроль массы необходимо вести на всех этапах проектирования и постройки самолета. И если он превысит $G_{взл, макс}$ необходимо либо принимать меры к снижению массы, либо изменить параметры самолета.

Следующий этап — расчет центровки самолета. Уже в предварительной компоновке были определены расположение крыла, оперения, фюзеляжа, их взаимная увязка, а также положение кабины пилота, которая должна быть как можно ближе к точке требуемого центра тяжести. Теперь нужно наметить на чертеже центры тяжести отдельных агрегатов и закоординировать их, как показано на рис. 122. Даже если центровка у отдельных агрегатов будет определена «на глаз», точность на этом этапе расчета будет достаточной. Для удобства расчета центровки можно пользоваться табл. 19, 20.

Таблица 19

I группа агрегатов

Наименование	Масса G_i , кг	Плечо X_i , м	Статический момент $G_i \cdot X_i$, кг · м
Пилот	75	2	150
Топливо	10	1,5	15
Крыло	32	1,8	57,6
Фюзеляж и так далее	25	2,2	55

 ΣG_i $\Sigma G_i \cdot X_i$

Примечание. i — порядковый номер элемента.

Как видно из табл. 19, 20, все массы, принятые в соответствии с уже составленной сводкой, делаются на две группы: I группа — планер, экипаж, оборудование и так далее, II группа — двигатель, воздушный винт и все, что с ними связано. Во II группу следует включить агрегаты, несложное перемещение которых относительно планера может дать существенный сдвиг центровки. В нашем примере — это словесная установка. В самолете схемы типа «Дон Кихот» во II группу войдут пилот, кабина и прочее. По формуле

$$X_c = \frac{\Sigma G_i \cdot X_i}{\Sigma G_i}$$

определите расположение центров тяжести агрегатов I и II групп. В дальнейшем взаимным перемещением силовой установки относительно планера можно добиться требуемой центровки всего самолета. Расстояние между точками центров тяжести агрегатов I и II групп (рис. 122) для получения заданной центровки относительно $B_{сах}$ должно составлять

$$A = C \left(1 + \frac{\Sigma G_{II}}{\Sigma G_I} \right).$$

Привязав таким образом силовую установку к планеру, предварительную компоновку и увязку можно считать законченной.

Теперь настало время проявить дизайнерские способности и создать на основе предварительно сцентрованного наброска облик будущего самолета. В процессе работы для достижения форм, наилучшим образом соответствующих вашим желаниям и художественному вкусу, почти все параметры самолета, в том числе размах, удлинение, сужение и площадь крыла, плечо оперения и так далее, без ущерба летным данным можно менять в пределах $\pm 5\%$ — аэродинамика дает большие допуски. Можно выполнить крыло сужающимся или даже несколько стреловидным. Но при этом старайтесь не делать сужение (отноше-

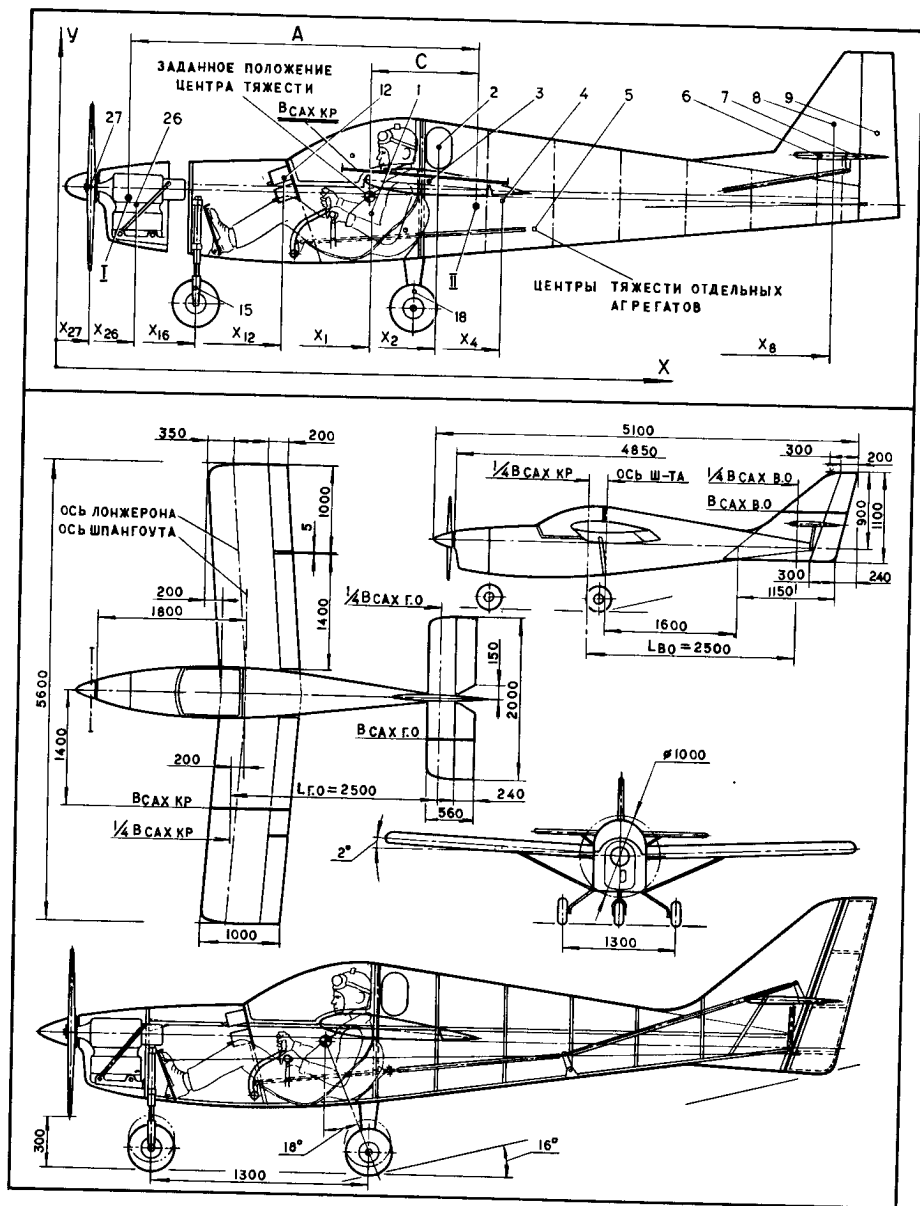


Рис. 122. Компонировка самолета (вверху — предварительная, внизу — окончательная)

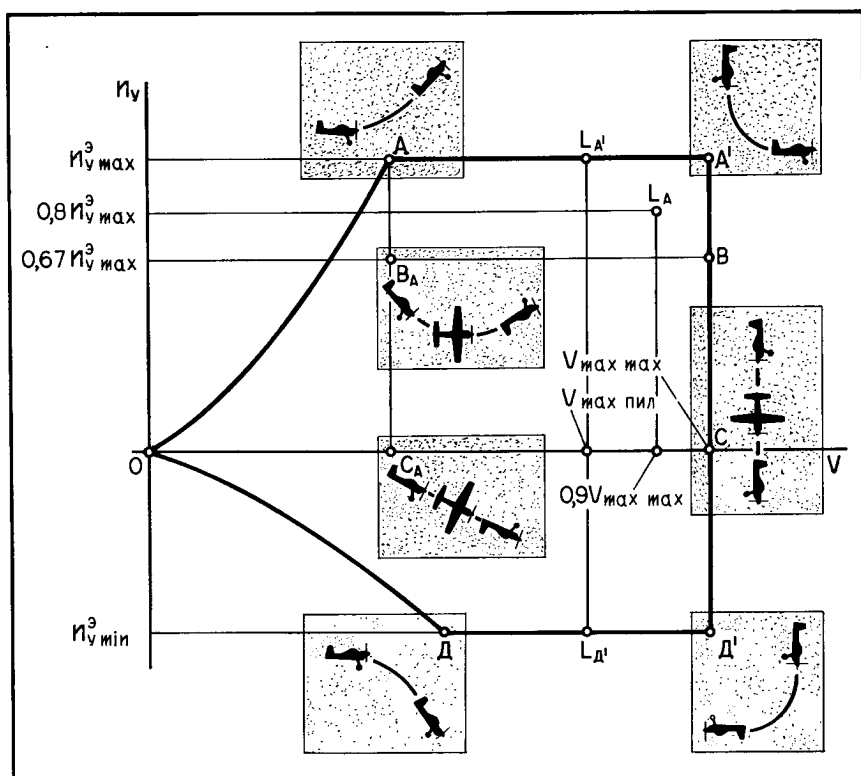


Рис. 123. Диаграмма, показывающая взаимосвязь скорости и максимальной эксплуатационной перегрузки для легкого маневренного самолета. Буквами обозначены основные расчетные случаи в соответствии с нормами прочности: $n_{y \max}^3$ и $n_{y \min}^3$ — максимальная и минимальная эксплуатационные перегрузки; $V_{\max \max}$ — максимальная скорость пилотирования; $V_{\max \max}$ — максимально допустимая скорость

ние корневой хорды крыла к концевой) больше 2 и стреловидность по передней кромке более 15°. При выборе форм совсем не обязательно пытаться рисовать самолет в изометрической проекции. Как известно, при стоянке на земле зрителем воспринимается боковая проекция — профиль самолета, а в воздухе — вид в плане. Если обе проекции будут красивы — вы нарисовали удачный самолет.

В процессе художественного осмысления компоновки необходимо наметить расположение основных конструктивно-силовых элементов: лонжеронов, нервюр, шпангоутов, стыковых узлов. Когда внешний вид машины будет приятен вашему глазу, аккуратно вычертите компоновку самолета в масштабе 1:5 и общий вид в масштабе 1:10 или 1:20, как показано на рис. 122. Еще раз проверьте массу и уточните центровку. Если она незначительно ушла от заданного значения — ее

можно скорректировать переносом отдельных агрегатов силовой установки или оборудования. Для быстрых вычислений удобно воспользоваться формулами:

$$\bar{X}_{\text{т новое}} = \bar{X}_{\text{т старое}} \pm \Delta \bar{X}_i,$$

где $\pm$ — выбор знака зависит от направления переноса агрегата; $\bar{X}_{\text{т новое}}$ — новое положение центровки, % от САХ крыла; $\bar{X}_{\text{т старое}}$ — старое положение центровки, % от САХ крыла; $\Delta \bar{X}_i$ — изменение центровки от переноса груза, % от САХ крыла;

$$\Delta \bar{X}_i = \frac{M}{M_{1\%}}; M = G_{\text{гр}} \cdot X_a,$$

где $G_{гр}$ — масса переносимого груза, кг; X_n — расстояние, на которое переносится груз, м;

$$M_{1\%} = \frac{G_{взм} \cdot B_{сдв}}{100},$$

где $M_{1\%}$ — момент, изменяющий центровку на 1%.

Если центровку надо поправить в больших пределах, более эффективным может оказаться незначительное перемещение крыла.

Итак, вы нарисовали свой будущий самолет. Еще раз внимательно посмотрите на чертеж, а затем... порвите и выбросьте его. Через некоторое время снова нарисуйте машину. Наверно, у вас появились новые идеи, и этот проект будет лучше прежнего. Нельзя останавливаться на первом варианте, процесс следует повторять до тех пор, пока в очередную компоновку вам больше нечего вложить. Очень плохо, если уже первая окажется «окончательной». Впрочем, так же плохо, если процесс создания новых компоновок будет продолжаться до бесконечности.

АЗБУКА ПРОЧНОСТИ

Обеспечение прочности летательного аппарата — сложнейшая задача, в решении которой в «большой» авиации, даже при проектировании маленького самолета, задействованы десятки людей, прекрасно знающих аэродинамику, математику, материаловедение и многое другое.

Работа обычно начинается с составления исходных данных для расчета прочности, в которые входят максимальная взлетная и посадочная масса самолета, максимальная скорость горизонтального полета, максимальная скорость пилотирования и другие характеристики. Затем, руководствуясь нормами прочности и чертежом основных размеров, инженеры-расчетчики определяют аэродинамические нагрузки на летательный аппарат. Эта работа, даже по легкому спортивному самолету, занимает 3—4 месяца. В ней постоянно принимают участие 5—6 человек, активно использующих современную вычислительную технику.

На следующем этапе, по уже рассчитанным нагрузкам, конструктор определяет сечения основных силовых элементов и разрабатывает чертежи, которые затем проверяет специалист по прочности. При этом рассчитываются запасы прочности реальной конструкции по отношению к ранее определенным нагрузкам.

Первый построенный самолет подвергается статическим испытаниям на прочность, проще говоря, ломается. В работе используются соответствующие приспособления, ЭВМ, привлекаются десятки специалистов, которым для проведения испытаний простейшего самолета требуется два-три месяца. Но и результаты испытаний еще не дают достоверной информации о прочности машины. Хорошо известно, что даже рассчитанные и испытанные в полном объеме спортивные самолеты иногда ломаются в воздухе.

В то же время самодеятельные конструкторы часто вообще не делают никаких расчетов и испытаний. На первых слетах СЛИА техкомиссия осматривала в общей сложности более сотни летательных аппаратов. А расчетов на прочность было представлено всего 5—6. Причина такого положения в том, что большинству любителей современные нормы прочности, базирующиеся на сложном математическом аппарате, недоступны и непонятны. Очевидно, есть необходимость в

упрощении норм прочности для конструкторов-любителей.

Нормы прочности представляют собой свод правил, руководствуясь которыми можно рассчитать нагрузки, действующие на летательный аппарат в полете, на посадке и даже при стоянке на земле в ветреную погоду. Одновременно задаются коэффициенты безопасности (f), показывающие, во сколько раз реальная прочность того или иного агрегата должна превышать рассчитанные нагрузки. Современные физические теории и вычислительная техника позволяют определить действующие аэродинамические нагрузки с высочайшей точностью, что дает возможность не вкладывать в конструкцию лишних металл и, тем самым, делать ее легче. Разумеется, можно построить самолет и без учета каких-либо норм прочности, зависив нагрузки в несколько раз, но такой самолет окажется перетяжеленным.

Для конструктора-любителя приемлемыми будут нормы, опирающиеся на предельно упрощенный математический аппарат, но в конструкции не должно быть заметного перетяжеления. Все современные нормы прочности предполагают проведение статических испытаний для проверки правильности сложных и тонких расчетов. Конструктор-любитель такой возможности не имеет. Поэтому в надежности расчетов должна быть достаточная уверенность.

В предлагаемом упрощенном варианте нормы прочности иногда будут фигурировать коэффициенты безопасности 3, против принятых в «настоящих» нормах 1,5—2. Высокие коэффициенты безопасности вводятся только для основных силовых элементов конструкции, определяющих прочность любительского самолета. Это корневые части лонжеронов крыла, оперения и фюзеляжа; узлы навески крыла, шасси, оперения; узлы навески рулей, моторамы, узлы управления и так далее.

Рассмотрим, как отразится такой коэффициент на массе конкретного аппарата. Так, в самолете, приведенном в качестве примера в предыдущей главе, масса основных силовых элементов составляет всего 30 кг. При этом даже двойное увеличение их прочности при повышении коэффициента безопасности с 1,5 до 3 вовсе не означает двойного увеличения массы. При грамотном решении этой задачи перетяжеление составит

всего 15—20%, то есть 5—6 кг, что практически не окажет никакого влияния на летные характеристики.

Необходимо подчеркнуть, что разработанные рекомендации, хотя в их основу положены действующие в СССР и США нормы прочности для легких самолетов, не являются официальными.

Для расчета прочности обычно выбирают ряд режимов полета самолета с наиболее тяжелыми условиями нагружения различных его частей. Эти режимы называются «случаями нагружения». Каждый из них имеет свое буквенное обозначение. На рис. 123 в координатах «скорость-перегрузка» показаны все полетные режимы самолета. На этом графике точками и соответствующими им буквами обозначены расчетные случаи нагружения самолета в полете. При этом надо помнить, что случаи $V_{\text{кр}}, C_{\text{кр}}, L_{\text{кр}}, L_{\text{кр}}^{\text{н}}, V, C$ рассматриваются с отклоненными значениями. По настоящим правилам производится расчет прочности для всех указанных случаев. Трудоемкость такого расчета чрезвычайно высока. Поэтому, не останавливаясь на описании всех случаев, введем для каждого агрегата свой условный единственный расчетный случай. Он будет несколько более «тяжелым», чем в официальных нормах прочности.

В соответствии с различными случаями нагружения определяются эксплуатационные нагрузки, то есть нагрузки, реально достигаемые в полете (P^*). Расчетные нагрузки (P^R) вычисляются умножением эксплуатационных на коэффициент безопасности

$$P^R = f \cdot P^*$$

Коэффициент безопасности принимается равным 1,5, если нет специального указания об установлении иной величины.

Для расчета на прочность устанавливаются следующие основные максимальные скорости: $v_{\text{max полт}}$ — максимальная скорость пилотирования, достижение которой возможно в пикировании и при выполнении высшего пилотажа. Ее превышение в полете не допускается. Обычно $v_{\text{max полт}}$ выбирается следующим образом: $v_{\text{max полт}} = 1,2 v_{\text{max г.п.}}$, где $v_{\text{max г.п.}}$ — максимальная скорость горизонтального полета, получаемая из аэродинамического расчета;

$v_{\text{max доп}}$ — максимально допустимая скорость, при достижении которой самолет не должен разрушаться: $v_{\text{max доп}} = 1,25 v_{\text{max полт}}$.

Очень кратко об эксплуатационных перегрузках. Максимальная p_{max}^* и максимальная p_{min}^* нормальные (действующие по направлению вертикальной оси Y) эксплуатационные перегрузки для самолетов различных типов не должны быть ниже определенных значений (см. табл. 21).

Перейдем к определению аэродинамических нагрузок на основные части самолета.

Крыло. Эксплуатационная нормальная аэродинамическая нагрузка вычисляется по формуле $Y_{\text{кр}} = p_{\text{кр}}^* \cdot C_{\text{кр.н.}}$. Прочность крыла определяют для двух значений $p_{\text{кр}}^* = p_{\text{кр max}}^*$ и $p_{\text{кр min}}^*$. За расчетную взлетную, полетную и посадочную массу здесь

Диапазоны допустимых перегрузок

Эксплуатационная перегрузка	Тренировочные самолеты	Учебные и учебно-пilotажные самолеты	Спортивно-пилотажные самолеты
$p_{\text{кр max}}^*$ $p_{\text{кр min}}^*$	3 —1,5	6 —3	10 —8

Примечание. Выполнение фигур сложного и высшего пилотажа на самолетах с диапазоном эксплуатационных перегрузок от +3 до —1,5 и ниже строго запрещается.

и в дальнейшем принимается максимальная масса аппарата в условиях нормальной эксплуатации. Нагрузку, вычисленную по формуле, надо распределить по размаху крыла, для чего обычно используются достаточно сложные функциональные зависимости. Как показывает практика, при равномерном распределении нагрузки погрешности в определении изгибающих и крутящих моментов не превышают 5%, потому возможно распределение нагрузки по упрощенной формуле

$q_{\text{кр}} = \frac{Y_{\text{кр}}}{l_{\text{кр}}}$, где $q_{\text{кр}}$ — удельная нагрузка в каждом сечении крыла; $l_{\text{кр}}$ — размах крыла. Точно так же надо распределить нагрузку по хорде крыла, закон распределения нагрузки по крылу поясняется рис. 124.

Продолжим разбор примера из предыдущей главы. Для разрабатываемого нами самолета исходные данные для расчета на прочность будут иметь следующий вид:

взлетная масса	— 249 кг;
максимальная скорость пилотирования	— 215 км/ч;
максимально допустимая скорость	— 270 км/ч;
площадь крыла	— 5,6 м ² ;
максимальная эксплуатационная перегрузка ($p_{\text{кр max}}^*$)	+6;
минимальная эксплуатационная перегрузка ($p_{\text{кр min}}^*$)	— 3

Максимальная эксплуатационная нагрузка на крыло составит $Y_{\text{кр max}}^* = 249 \cdot 6 = 1494$ кг, минимальная $Y_{\text{кр min}}^* = 249 \cdot (-3) = -747$ кг.

Распределение положительная нагрузка (направленная вверх) составит $q_{\text{кр max}} = 1494 : 5,6 = 266,8$ кг/м.

Аналогично рассчитывается $q_{\text{кр min}}^*$.

Распределение нагрузки по размаху крыла для нашего примера показано на рис. 125, А.

Как известно, массовые инерционные силы крыла по отношению к аэродинамическим силам направлены в противоположную сторону и несколько разрушают крыло. Однако они сравнительно невелики и, если их не учитывать, это приведет лишь к некоторому повышению запаса прочности. Если же учитывать массовые силы, то распределенную нагрузку от них можно вычислить по следующей формуле:

$$q_{\text{м.кр}} = \frac{C_{\text{кр}} \cdot \rho_{\text{пл.м}}}{l_{\text{кр}}}$$

где $G_{кр}$ — вес крыла. В нашем примере $G_{кр} = 32$ кг и тогда

$$q_{м\text{кр}} = \frac{32 \cdot 6}{5,6} = 34,3 \text{ (кг/м)}.$$

При этом суммарная распределенная нагрузка на крыло при ее равномерном распределении по размаху составит

$$q_z = q_{кр\text{max}} - q_{м\text{кр}} = 266,8 - 34,3 = 232,5 \text{ (кг/м)}.$$

Распределенные аэродинамические и массовые силы, возникающие на крыле, приводят к возникновению перерезывающей силы, изгибающего и крутящего моментов. Последний является следствием того, что равнодействующая аэродинамических сил не совпадает с продольной осью жесткости крыла и стремится закрутить крыло. Методика расчета каждого из трех названных компонентов нагружения крыла хорошо изложена в учебниках по прочности самолета. На рис. 124, 125 показаны типовые эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов для наиболее часто встречающихся в практике любительского самолетостроения типов свободносущих и подкосных крыльев, в том числе для самолета из нашего примера.

В «большой» авиации в последнее время распространение получают всевозможные кессонные конструкции крыльев. В них одни и те же элементы воспринимают все компоненты нагружения. Однако, как показывает практика, в любительской авиации при очень низком уровне действующих нагрузок кессонные крылья получают перетяжеленными и практически не находят применения. К тому же расчет таких крыльев для любителей представляет определенные сложности.

Остановимся на конструкциях, получивших наибольшее распространение в практике любительского самолетостроения. В таких крыльях обычно легко выделяются конструктивные элементы, воспринимающие различные компоненты нагрузок. Так, можно сказать, что перерезывающая сила полностью воспринимается только стенками лонжеронов, изгибающий момент — полками лонжеронов, крутящий — замкнутым контуром или несколькими контурами, образованными в поперечном сечении крыла, жесткой обшивкой и продольными стенками. Нервюры в таких крыльях работают, как балки, на изгиб, воспринимая воздушные распределенные нагрузки и местные сосредоточенные силы, например от узлов навески элеронов.

Расчет нервюры на прочность ведется в том же порядке, что и расчет лонжерона, при этом q_n — распределенная аэродинамическая нагрузка на нервюру — определяется по следующей формуле:

$$q_n = \frac{G_{max} \cdot n_{1\text{max}}}{t \cdot B_{кр}},$$

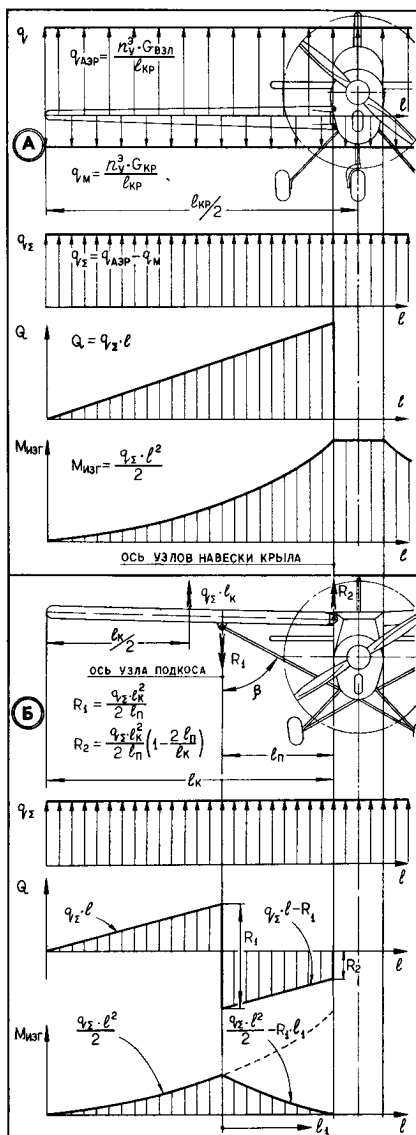


Рис. 124. Эпюры нагружения свободнонесущего А и подкосного Б крыла. $q_{Aэр}$ — распределенная аэродинамическая нагрузка, $q_{м}$ — распределенная массовая нагрузка, q_z — суммарная распределенная нагрузка, Q — перерезывающая сила крыла, $M_{изг}$ — изгибающий момент крыла, $\ell_{кр}$ — размах крыла, ℓ_n — размах отъемной части крыла, R_1 и R_2 — реакции в узлах навески крыла

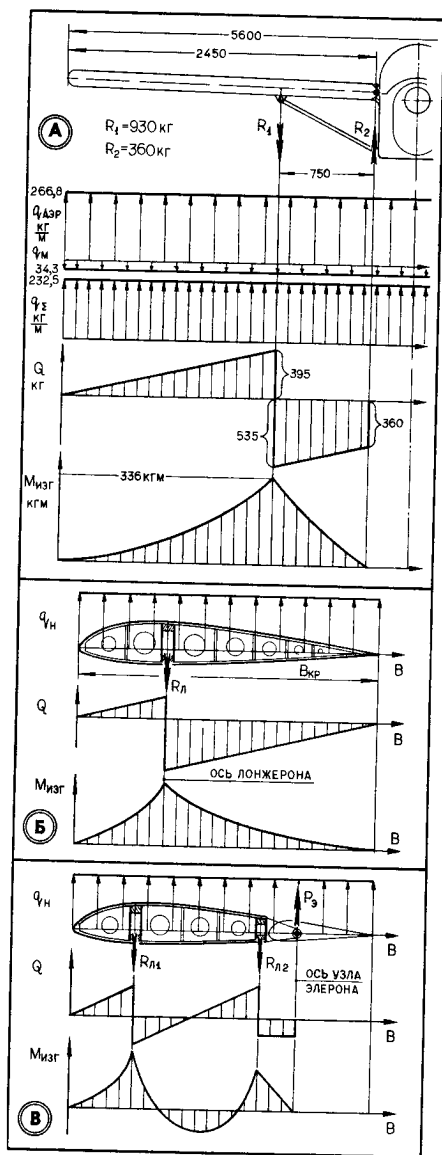


Рис. 125. Эпюры нагружения крыла и нервюр крыла:

А — для крыла самолета из примера.
Б — для нервюр однолонжеронного крыла.
В — для нервюр двухлонжеронного крыла с углом навески элерона
($R_{Л1}$ и $R_{Л2}$ — реакции лонжеронов-опор, P_3 — нагрузка от элерона на ушко навески)

где $B_{кр}$ — хорда крыла; t — шаг нервюр крыла, то есть расстояние между двумя близлежащими нервюрами вдоль размаха крыла. Эпюры нагружения нервюр различного типа показаны на рис. 125, Б, В.

Если крыло имеет два лонжерона, перерезывающую силу и изгибающий момент надо распределить между ними, считая, что на передний лонжерон приходится 60—65% нагрузки, а на задний — 35—40%.

Далше все просто. По формуле $N = \frac{M_{изг}}{H}$, где $M_{изг}$ — изгибающий момент в сечении крыла, взятый с эпюры изгибающих моментов, приходящийся на один лонжерон; H — средняя высота лонжерона (см. рис. 126), определяем усилия N , действующие в полках лонжеронов. Затем по формулам $\sigma_{раст} = \frac{N \cdot f}{S_{раст}}$ и $\sigma_{сж} = \frac{N \cdot f}{S_{сж}}$ можно определить напряжения в сжатой (верхней) при положительных перегрузках и растянутой (нижней) полках лонжеронов. $S_{сж}$ и $S_{раст}$ соответственно площадь сечения сжатой и растянутой полок лонжерона.

Вернемся к нашему примеру. Для самолета проектируем деревянное крыло с сосновыми полками лонжеронов сечением $S_{раст} = 950 \text{ мм}^2$ и $S_{сж} = 1900 \text{ мм}^2$; $H = 150 \text{ мм}$. Изгибающий момент в месте крепления подкоса находим по нашей эпюре $M_{изг} = 336 \text{ кг} \cdot \text{м} = 336\,000 \text{ кг} \cdot \text{м}$. Тогда, при $f = 3$ в зоне крепления подкоса имеем:

$$N = \frac{336\,000}{150} = 2240 \text{ кг},$$

$$\sigma_{раст} = \frac{2240 \cdot 3}{950} = 7,07 \text{ кг/мм}^2;$$

$$\sigma_{сж} = \frac{2240 \cdot 3}{1900} = 3,54 \text{ кг/мм}^2.$$

Касательные напряжения в стенке лонжерона от действия перерезывающей силы рассчитываются по формуле

$$\tau = \frac{Q \cdot f}{h \cdot \delta_{ст}},$$

где Q — перерезывающая сила, снятая с эпюры; h — высота стенки лонжерона; $\delta_{ст}$ — толщина стенки.

Продолжим разбор примера. Допустим, на самолете применен корытчатый лонжерон с двумя стенками из березовой фанеры толщиной по 2 мм каждая со слоями, ориентированными под 45° . Высота стенок 150 мм, Q в районе крепления подкоса равна 535 кг, $f = 3$, тогда,

$$\tau = \frac{535 \cdot 3}{150 \cdot 2} = 2,68 \text{ кг/мм}^2.$$

В последние годы большое распространение в любительских конструкциях получили трубчатые лонжероны, воспринимающие все виды на-

Рис. 126. Пояснения к расчету прочности и определению нагрузок на элементы конструкции самолета:

А — пояснения к выбору контура, работающего на кручение (F — площадь контура, работающего на кручение) 1 — крыло с жесткой обшивкой, 2 — крыло с тканевой обшивкой и трубчатым лонжероном, воспринимающим все виды нагрузок, 3 — крыло с жесткой обшивкой носка и короткими лонжеронами;

грузок (см. рис. 125). В этом случае максимальные напряжения можно определить по следующим формулам:

$$\sigma_{\max} = 1,25 \frac{M_{\text{кр}}}{D^2 \cdot \delta_{\text{ст}}},$$

$$\tau_{\max} = 0,7 \frac{Q}{D \cdot \delta_{\text{ст}}},$$

где $\delta_{\text{ст}}$ — толщина стенки лонжерона; D — наружный диаметр лонжерона.

Наибольшие трудности, как правило, вызывает определение крутящего момента крыла — $M_{\text{кр}}$, который создает равнодействующая аэродинамических сил крыла и элерона при его отклонении относительно продольной оси жесткости крыла. Именно нахождение оси жесткости и является задачей чрезвычайной сложности. Поэтому для определения крутящего момента советуем воспользоваться приближенной эмпирической формулой и номограммой на рис. 127. Далее, используя полученную эпюру крутящих моментов $M_{\text{кр}}$ по формуле $q = \frac{M_{\text{кр}}}{2F}$, можно опре-

делить поток касательных усилий (q) в любом сечении крыла. В нашем примере $M_{\text{кр}}$ в корневой части крыла равен 276 кг·м. При определении $M_{\text{кр}}$ в нашем примере мы исходили из того,

$$\text{что } v_{\text{макс}} = 270 \text{ км/ч} = 75 \text{ м/с, а } b_{\text{кр}} = \frac{S_{\text{кр}}}{l_{\text{кр}}};$$

$$= \frac{5,6}{5,6} = 1 \text{ м.}$$

Кручение воспринимается замкнутым контуром, образованным обшивкой всего крыла или его носка и стенками лонжеронов, при этом F в приведенной формуле является площадью сечения замкнутого контура, как показано на рис. 126, А. Если стенки лонжеронов многолонжеронного крыла образуют несколько замкнутых контуров, за F можно принять площадь наибольшего охватывающего контура.

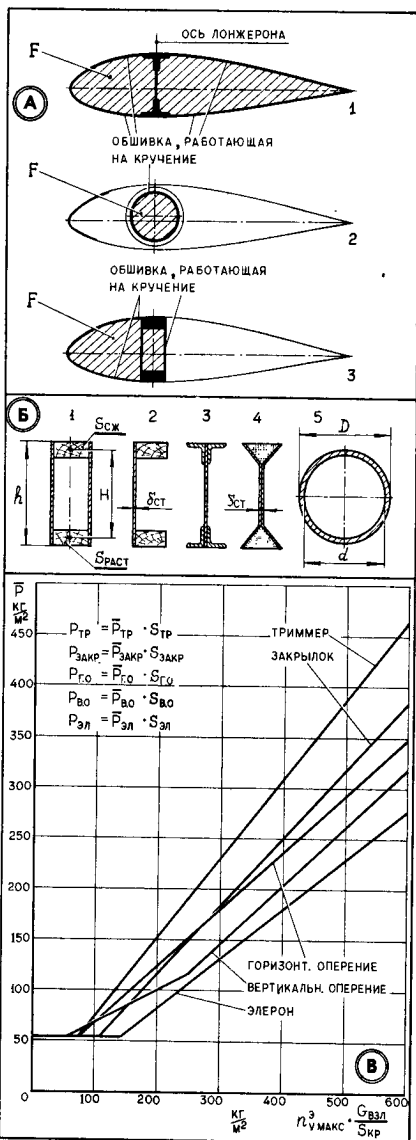
Считая, что в нашем примере $F = 0,036 \text{ м}^2$, а $M_{\text{кр}}$ в корневой части крыла равен 276 кг·м, подсчитаем:

$$q = \frac{276}{2 \cdot 0,036} = 3833 \text{ кг/м} \approx 3,8 \text{ кг/мм.}$$

По потоку касательных усилий, воспользовавшись формулой

$$\tau = \frac{q \cdot f}{\delta_{\text{общ}}},$$

найдем касательные напряжения в любой обшивке, любой стенке лонжерона ($\delta_{\text{общ}}$ — толщина



Б — различные типы лонжеронов, применяемых на любительских самолетах: 1 — коробчатый деревянный лонжерон, 2 — деревянный лонжерон П-образного сечения; 3 — металлический дугатубовый лонжерон, 4 — ламинатный лонжерон, применяемый на любительских самолетах клуба «Аэро-прент» (стенки выклеены из стеклоткани на бальзике, в лизы в верхней и нижней части стенок заклеиваются стеклотканью или углеродом, пропитанным эпоксидным связующим, — таким образом изготовлены полки, работающие на растяжение — сжатие); 5 — трубчатый лонжерон.

В — номограммы для определения удельной нагрузки на оперение, элероны, закрылки, триммеры (номограммы заимствованы из норм летной годности легких самолетов США FAR-23)

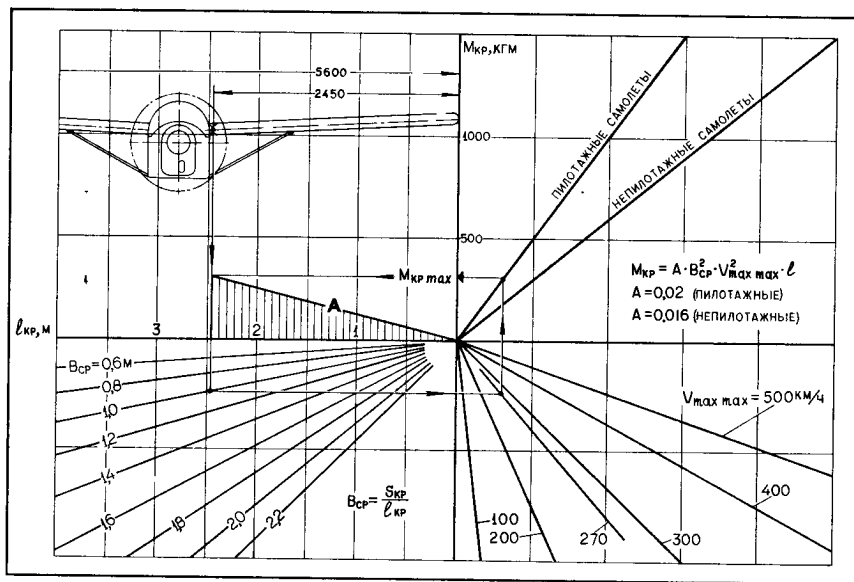


Рис. 127. Построение эпюр крутящих моментов для крыла:

A — эпюра крутящих моментов ($M_{кр}$) для самолета из примера. Определение $M_{кр}$ надо вести в следующей последовательности: $l_{кр}$ — размах крыла, V_{max} — максимальная скорость полета, $B_{ср}$ — средняя хорда крыла. Для вычисления $M_{кр}$ по эмпирической формуле V_{max} надо выразить в м/с.

обшивки). Считая, что у нашего самолета толщина фанерной обшивки в корневой части крыла равна 2,5 мм, определим:

$$\tau = \frac{3,8 \cdot 1,5}{2,5} = 2,28 \text{ кг/мм}^2.$$

Разумеется, при восприятии конструкцией расчетных нагрузок касательные (τ) и нормальные ($\delta_{сж}$ и $\delta_{раст}$) напряжения нигде не должны превышать допустимых ($\tau_{доп}$, $\delta_{сж доп}$, $\delta_{раст доп}$).

Допустимые значения нормальных и касательных напряжений для материалов, особенно пластиков, используемых в любительских конструкциях, приведены в табл. 22, 23. Следует запомнить, что характеристики пластиков, особенно пластиков на эпоксидном связующем холодного отверждения, могут иметь очень большой разброс. Реальные характеристики пластиков, изготовленных в любительских условиях, могут отличаться от приведенных значений на 10—15% и более в ту и другую сторону. Необходимо учесть это в расчетах.

При работе с таблицами нужно знать следующие особенности. Считается, что полки лонжеронов при работе на сжатие не теряют устойчивость. Для этого они не должны иметь больших свободных, не подкрепленных стойками и

стенками участков. В противном случае критические напряжения сжатия в реальной конструкции значительно снижаются. То же касается и обшивок. Для предотвращения потери устойчивости, то есть складывания и волнообразования, они должны подкрепляться изнутри стрингерами и нервюрами. При этом чем тоньше обшивка, тем мельче должна быть разбивающая ее «клетка» подкрепляющих элементов. На дюралевых обшивках толщиной 0,5 мм «клетка» примерно составляет 150×300 мм, для фанерной обшивки толщиной 2 мм — примерно 200×350 мм.

Таблица 22

Характеристики материалов для изготовления полок лонжеронов, нервюр, шпангоутов, стоек

Материалы	$\sigma_{раст}$ кг/мм ²	$\sigma_{сж}$ кг/мм ²	$\tau_{ск}$ кг/мм ²	γ^* г/см ³
Профили Д-16Т	40	40	28	2,8
Сосна	8,3	3,5	0,8	0,52
Ель	7,5	3,2	0,8	0,47
Ясень	11	4	1,2	0,71
Однонаправленный стеклопластик холодного отверждения на эпоксидном связующем	40	30	4	1,6

Материалы	$\sigma_{\text{вн}}, \text{кг/мм}^2$	$\sigma_{\text{ср}}, \text{кг/мм}^2$	$\tau_{\text{ср}}, \text{кг/мм}^2$	$\gamma^*, \text{г/см}^3$
Однонаправленный углеродистый холодно-го отверждения на эпоксидном связующем	50	45	6	1,5
Трубы, сталь 30ХГСА в состоянии поставки	70	70	45	7,8

* Здесь γ — удельный вес материала.

Таблица 23

Характеристики материалов для изготовления обшивок, стенок лонжеронов, нервюр, шпангоутов, работающих на кручение и сдвиг

Материалы	$\tau_{\text{ср}}, \text{кг/мм}^2$			$\sigma_{\text{ср}}, \text{кг/мм}^2$			$\gamma^*, \text{г/см}^3$
	вдоль волокон	под углом 45°	поперек волокон	вдоль волокон	под углом 45°	поперек волокон	
Фанера авиационная березовая	2	4	2	7,5	3	4,5	0,8
Стеклопластик холодно-го отверждения (стеклоткань Т-10 + эпоксидное связующее)	3	6	3	30	18	20	1,6
Листы Д-16Т	28	—	—	40	—	—	2,8

* Здесь γ — удельный вес материала

Расчет напряжений, действующих в конструкциях, необходимо выполнить для трех-четырех сечений по размаху крыла, в первую очередь для мест, где в соответствии с построенными эпюрами действуют максимальные перерезывающие силы, изгибающие и крутящие моменты. Разумеется, здесь приведены весьма упрощенные и приблизительные методы расчета. Однако они позволяют очень быстро получить достаточно надежные результаты, если нет возможности воспользоваться другими, более точными, а значит, и более сложными методиками.

Примерно так же можно проверить прочность элеронов, закрылков и триммеров. Удельную нагрузку на эти агрегаты можно определить, пользуясь рис. 126, В. При этом принимается постоянное распределение этих нагрузок по хорде и размаху.

Для корневых частей лонжеронов крыла, узлов навески крыла, узлов навески элеронов и закрылков следует принять коэффициент безопасности 3.

Хвостовое оперение. Удельные нагрузки на горизонтальное и вертикальное оперение можно определить по графику на рис. 126, В. Распределение нагрузок по размаху и хорде можно принять постоянным.

Для горизонтального оперения необходимо рассмотреть случай несимметричного нагружения, что возможно при полете со скольжением. При этом к одной половине стабилизатора прикладывается 100% нагрузки, к другой — 50%.

Несимметричность этой нагрузки плюс нагрузки от кия создаст крутящий момент, который следует обязательно иметь в виду при расчете фюзеляжа на кручение.

Если на рулях и элеронах используются роговые компенсаторы, выступающие за размах крыла, кия или стабилизатора, удельная нагрузка на эти элементы обычно принимается равной утроенной нагрузке на соответствующую рулевую поверхность и распределяется равномерно по всей поверхности компенсатора.

Коэффициент безопасности для корневых частей лонжеронов, узлов навески оперения и рулей, качалок привода рулей — 3.

Силовая установка. Расчетные случаи нагружения силовой установки должны учитывать угловые ускорения, полет со скольжением, инерционные моменты и так далее. Обычно в расчетах учитываются силы, одновременно действующие в разных плоскостях и направлениях, но это приводит к сложным расчетным схемам. Поэтому для упрощения стоит разделить действие сил и рассчитать мотораму отдельно на вертикальные, боковые и продольные нагрузки, которые можно определить следующим образом:

$P_y = n_{y_{\text{max}}}^2 \cdot f \cdot G_y$; $-P_y^* = n_{y_{\text{min}}}^2 \cdot f \cdot G_{c.y}$, где P_y и $-P_y^*$ — расчетные нагрузки, действующие в вертикальной плоскости вверх и вниз соответственно; G_y — масса двигателя и всех прочих систем и агрегатов, расположенных на мотораме.

Боковые нагрузки, действующие влево и вправо, равняются:

$$\pm P_y^* = 0,5 P_y$$

Осевые нагрузки, действующие в направлении вектора тяги воздушного винта или вектора лобового сопротивления винта при остановленном двигателе, равны:

$$\pm P_{\text{ст}} = P_{\text{ст}} \cdot f$$

где $P_{\text{ст}}$ — максимальная статическая тяга винта. Все силы прикладываются в центре тяжести силовой установки, коэффициент безопасности для моторамы — 3.

Капот двигателя. Аэродинамические нагрузки, действующие на капот легкого несерийного самолета, обычно невелики. Как показывает опыт эксплуатации любительских летательных аппаратов, если при проектировании капота обеспечена достаточная его жесткость и стойкость к вибрациям, он вполне справится и с аэродинамическими нагрузками. Для оценки их величины можно считать, что на капот мотора воздушного охлаждения изнутри действует равномерно распределенное по всей поверхности давление, равное $0,0125 \text{ в}^2$ (кг/м^2).

Несколько выше нагрузки, действующие на лобовую часть капота звездообразного или подобного ему двигателя воздушного охлаждения. Считается, что эти нагрузки распределяются неравномерно по поверхности лобовой части и в каждой точке направлены по нормали к поверхности капота. Поскольку такие распределения сложно учесть в расчетах и при проведении

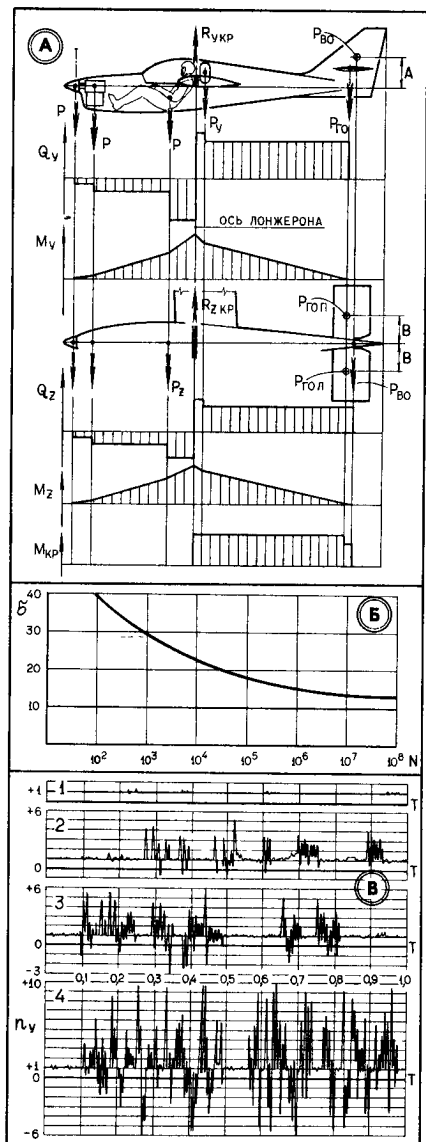


Рис. 128. Эпюры и номограммы к расчету прочности и ресурса самолета:

А — пример построения эпюр перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов для фюзеляжа легкого любительского самолета (все нагрузки Р уравниваются силой $R_{\text{кр}}$ на лонжероне крыла).

Б — типичная для алюминиевого сплава диаграмма, показывающая снижение предела прочности σ в зависимости от числа циклов N нагружения образца;
В — запись перегрузок, действующих в типичном полете на 1 — пассажирский самолет, 2 — истребитель, 3 — легкомоторный учебный, 4 — спортивный пилотажный самолет

статических испытаний, приблизительно можно считать, что на лобовую часть действует нагрузка, направленная вверх и равная:

$$P_l^p = 0,1 v_{\text{max}}^2 \cdot D_k.$$

И, кроме того, нагрузка, направленная влево или вправо, равна половине вертикальной. В наших формулах D_k — максимальный диаметр капота, м; v_{max} — максимально допустимая скорость, м/с; P_l^p и P_l^r — расчетные нагрузки, кг.

Фюзеляж. При расчете общей прочности фюзеляжа к нему достаточно приложить сосредоточенные нагрузки от оперения, силовой установки, инерционные нагрузки от больших масс, в том числе пилота, бензобака и так далее. В расчете условно принять, что уравнивающие фюзеляжа осуществляется приложением сосредоточенных сил реакции к узлам навески крыла. Примерная схема нагружения фюзеляжа показана на рис. 128, А. На нем показаны и эпюры перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов. При этом методика расчета прочности фюзеляжа такая же, как и крыла. Для лонжеронов фюзеляжа в наиболее нагруженных местах, узлов навески крыла, оперения, двигателя и так далее коэффициент безопасности равен 3.

Фонарь. Для остекления фонаря рекомендуем использовать органическое стекло толщиной не менее 3 мм. Прочности этого материала будет вполне достаточно для восприятия всех полетных нагрузок. Для определения прочности узлов крепления фонаря условно считают, что изнутри на всю поверхность действует давление, равное $0,02 v_{\text{max}}^2$. Коэффициент безопасности для узлов крепления фонаря — 3.

Тормозные щитки. Если на самолете они установлены, нагрузка принимается равной:

$$P_{\text{т.щ}}^p = 0,06 \cdot S_{\text{т.щ}} \cdot v_{\text{max}}^2$$

и распределяется равномерно по всей поверхности щитка. Здесь $P_{\text{т.щ}}^p$ — эксплуатационная нагрузка на щиток, кг; $S_{\text{т.щ}}$ — площадь щитка, м²; v — скорость, м/с. Коэффициент $f=3$.

Управление. При расчете прочности элементов механической проводки управления обычно принимается коэффициент безопасности $f=2$. Мы, как условились, будем принимать $f=3$. При этом за эксплуатационные можно принимать следующие нагрузки, прикладываемые к ручке управления и педалям: по тангажу — 65 кг; по крену — 30 кг; по курсу — 90 кг (на каждую педаль); щитки, закрылки и тому подобное — 30 кг; на рукоятку управления газом мотора и другие рукоятки — 15 кг; на штурвал по крену — 65 кг; на тормозные педали — 50 кг.

При расчете следует также учитывать симметричные нагрузки от элеронов, когда усилия на рукоятке управления отсутствуют, но проводка управления нагружается. При этом нагрузки на элерон обычно считают так же, как на часть крыла. То же самое касается несимметричной нагрузки на рули высоты, если они разрезаны и соединяются между собой через проводку управления.

Расчетным для установок ручки управления, видимо, будет случай одновременного приложения усилий по тангажу и по крену. При совместном действии величину нагрузок можно ограничить 75% от указанных выше.

То же касается и двухместных самолетов. Проводку управления в этом случае следует считать на одновременное приложение усилий двумя пилотами как в одну, так и в противоположные стороны. Усилия в этом случае ограничиваются 75% от максимальных для каждого пилота.

Ход всех органов управления ограничивается упорами. По американским нормам летной годности упоры положено устанавливать непосредственно на рулевой поверхности. По советским нормам — на ручке управления и педалях. Если упор установлен на руле — вся проводка рассчитывается на усилия, прикладываемые к ручке управления. Если упор установлен на ручке управления, проводка от ручки до руля может рассчитываться на аэродинамические нагрузки — шарнирные моменты, приходящие с рулей (обычно они бывают меньше). Однако на спортивно-пилотажном самолете при выполнении фигур с обратным обтеканием аэродинамические нагрузки на рули обычно значительно превышают усилия от летчика. Поэтому упоры часто устанавливаются непосредственно на рулевых поверхностях и рассчитываются с коэффициентом безопасности 4—5.

Особые случаи нагружения, о которых должен помнить конструктор. Для проверки прочности крепления приборов, оборудования, баков и прочего обычно исходят из условий, возникающих при аварийной посадке. В таком случае советуем считать, что в центре тяжести груза действуют следующие перегрузки: продольная — 9 — вперед и 1,5 — назад; нормальная — 4,5 вниз и 2 — вверх; боковая — $\pm 2,5$.

Разумеется, все это касается только грузов, которые могут изнест повреждению пилоту в случае аварийной посадки. Особое внимание следует уделить двигателям, установленным сзади и выше пилота.

Прочность кронштейнов навески рулей и элеронов надо проверить на действие инерционной силы, направленной вдоль оси вращения и определяемой исходя из следующих перегрузок: $n^* = 24$ — для вертикально расположенных органов управления; $n^* = 12$ — для горизонтально расположенных органов управления.

Прочность крепления противоблаттерных балансиров, если они имеются, проверяется на инерционные нагрузки, причем эксплуатационная перегрузка должна составлять: $n^* = \pm 3n_{\text{max}}$ —

в вертикальной плоскости; $n^* = \pm 6$ — в горизонтальной плоскости.

На любительском самолете с типичными для таких конструкций скоростями полета и жесткостными характеристиками крыла, оперения и фюзеляжа потребности в противоблаттерных балансирах рулевых поверхностей обычно не возникает. Однако при постройке мотоплана, планера или самолета с достаточно большим удлинением крыла, когда невысокий уровень расчетных перегрузок и большой размах приводят к пониженной жесткости крыла, полезно с помощью расчета определить критическую скорость флаттера. При этом можно воспользоваться простейшими методиками из учебников для авиационных вузов или техникумов. Критическая скорость флаттера не должна быть ниже $v_{\text{max max}}$ — то же самое касается критической скорости реверса элеронов — явления, при котором отклонение элерона вызывает скручивание крыла в противоположном направлении и соответственно обратную реакцию аппарата на действие ручки управления. На достаточно жестком аппарате крыло может закручиваться или деформироваться и без отклонения элеронов. Это явление называется дивергенцией. Критическая скорость дивергенции, то есть начала самопроизвольной закрутки, также не должна быть ниже $v_{\text{max max}}$.

Попробуем теперь разобраться, чем определяется срок службы или ресурс машины.

Ресурс во многом зависит от материала, из которого машина сделана, и характера ее нагружения в процессе эксплуатации. Поговорим сначала о металле, который в настоящее время является основным материалом для изготовления силовых узлов любительских самолетов. Как известно, прочность любого металла не постоянна. Она зависит от числа циклов нагружения, то есть от того, сколько раз к металлической детали прикладывалась нагрузка. С увеличением числа циклов нагружения прочность металла падает (см. рис. 128, Б). Анализ графика позволяет сделать вывод, что если рассчитать конструкцию на предел прочности материала σ_b , ее ресурс будет близок к нулю. Другими словами — после нескольких циклов нагружения прочность детали (узла) снизится настолько, что она уже не сможет выдержать максимальной нагрузки.

Поэтому в машиностроении ни один узел, ни одну деталь не считают на предел прочности σ_b . Оперируют только пределом пропорциональности $\sigma_{0.2}$, который заметно ниже σ_b . Пока прочность снизится с σ_b до $\sigma_{0.2}$, проходит достаточный временной интервал, который и является фактическим ресурсом машины. В авиации принято вести расчет на σ_b , однако, как мы уже знаем, вводим коэффициент безопасности f , что эквивалентно снижению уровня действующих расчетных напряжений.

Сейчас уже нетрудно понять истинный смысл коэффициента безопасности. Он нужен не для перестраховки на случай ошибки, а для обеспечения срока службы конструкции. И, как показывает опыт, $f = 1.5$ определяет самолетам «большой» авиации — пассажирским, бомбардировчи-

кам и даже истребителям — вполне приличный ресурс.

Для легкомоторных самолетов в основных силовых элементах традиционно используются существенно более высокие значения: $f=2-3$ и выше. Почему? В любом КБ в ответ на этот вопрос рассказывают байку о том, как «мудрый» главный конструктор, посмотрев на чертежи стыковых узлов, отдал распоряжение усилить их... вдвое. Потом самолет строился, испытывался и много лет успешно «работал» без каких-либо поломок.

Однако «мудрые» главные в конце концов уходят, появляются «грамотные молодые». Первое, что они делают, — облегчают машину, вводя и строго выдерживая $f=1.5$. А вскоре начинаются неприятности: поломки и аварии. Это авиационная байка. А вот реальные факты: в конце 60-х годов потерпели катастрофу несколько чехословацких «злынов». А в 70-х и 80-х годах немало неприятностей произошло у нас с Як-50 и Як-52. В чем дело? В этих машинах вроде все было рассчитано по «науке» — $f=1.5$. Это подтверждено и статическими испытаниями. Такой величины вполне хватало пассажирским самолетам, чтобы летать по 30 тыс. ч. А маленькие «злыны» и «яки» разваливались через 50 ч. Конечно, в причинах разобрались. Оказывается, все дело в условиях эксплуатации. На рис. 128, В показана повторяемость перегрузок, действующих в полете на различные самолеты: пассажирский, истребитель и легкомоторные спортивно-пилотажный и учебный. Число циклов нагружения у легкомоторных самолетов, особенно у спортивно-пилотажных, несравнимо выше, чем у больших, что и приводит к катастрофически быстрой выработке ресурса. И только введение коэффициента безопасности, равного 2—3 и выше для основных силовых узлов, а именно они определяют ресурс, может существенно продлить срок службы легкомоторного самолета. Таким образом, величина действующих в конструкции напряжений при восприятии эксплуатационных нагрузок для любительского самолета не должна превышать $15-20 \text{ кг/мм}^2$ для Д-16Т и не более 50% σ_s — для сталей. Самодельным конструкторам будет небезынтересно знать, что в вертолестроении, где вибрации дают самую высокую повторяемость динамических нагрузок, расчет конструкций ведется на «предел выносливости» — такое значение σ , при котором прочность вообще не зависит от числа циклов нагружения. Для сплава Д-16Т эта величина составляет 10 кг/мм^2 , для стали 30ХГСА — $25-45 \text{ кг/мм}^2$.

Еще одна деталь, которую следует знать. Число циклов нагружения в большей степени оказывает влияние на ресурс конструкции из материалов с высоким пределом прочности, таких как закаленные стали, и в меньшей степени — на мягкие стали. Ресурс заметно снижается при наличии в деталях концентраторов напряжений — мелких отверстий, заборн, «подрезов», малых радиусов перехода, микротрещин.

Рассчитать ресурс самодельного самолета довольно сложно, но если в своей конструкции для основных силовых элементов строго выдер-

жать $f=3$, срок службы летательного аппарата будет достаточно большим. При этом в процессе проектирования и изготовления силовых деталей избегайте появления в них концентраторов напряжений, а при эксплуатации тщательно следите за состоянием конструкции и не допускайте превышения эксплуатационных перегрузок.

О первых признаках выработки ресурса обычно «сообщают» ослабленные заклепки и болты в районе силовых узлов. Затем появляются трещины. Эти признаки надо вовремя заметить и тут же прекратить полеты. Ориентировочно ресурс лучших металлических спортивно-пилотажных самолетов составляет 600—800 летних часов, учебных машины — до 3000—4000 часов. Разумеется, в процессе эксплуатации металл не должен подвергаться коррозии.

В отличие от металлических срок службы конструкции, сделанных из неметаллов, практически не зависит от числа циклов нагружения. При этом каждый материал имеет свои особенности. Древесина требует хорошей защиты от гниения, а прочность пластика зависит от их «возраста». Время старения пластика, имеющих в основе эпоксидные смолы, которые используют любители, составляет 8—10 лет. Именно этот срок обычно считают ресурсом пластмассового любительского самолета. Деревянные конструкции, как показывает опыт, при хорошем хранении и уходе могут эксплуатироваться 20—30 лет.

Необходимо усвоить еще один принцип — принцип «безопасного разрушения». Обычно он формулируется так: при разрушении любого одного силового элемента конструкция в целом должна сохранять 75% прочности. Конечно, это трудно добиться в большинстве случаев, но стремиться к этому стоит. Так, «безопасная повреждаемость» крыла довольно просто обеспечивается использованием двухлонжеронной схемы, фюзеляжа — наличием четырех лонжеронов, моторамы — наличием четырех узлов навески и так далее.

Расчет прочности в «большой» авиации завершается статическими испытаниями реального самолета на прочность. Нужны ли такие испытания любительскому самолету? Часто самодельщики проводят статические испытания своих аппаратов, предназначенных для полетов. При этом все упрощают до предела. Нагрузки прикладываются незначительные, имитируются, как правило, только изгиб крыла без кручения, не нагружаются многие важные узлы и детали, для испытания которых требуются специальные приспособления. Очевидно, польза от таких испытаний ничтожна, и ничего, кроме самоуспокоенности, они дать не могут. Поэтому такие испытания лучше вообще не проводить. Гораздо важнее при проектировании помнить о повышенных коэффициентах безопасности, при изготовлении каждой детали твердо знать — из какого материала она делается, какие нагрузки может выдержать, к чему приведет ее разрушение. Старайтесь не использовать детали и узлы, снятые с отслуживших свой век самолетов. В них могут быть незаметные глазу микротрещины и другие дефекты.

НЕМНОГО О КОНСТРУКЦИИ

Выбрав аэродинамическую схему будущего самолета, вычертив его компоновку и общий вид, определив, из каких материалов будет изготовлен аппарат, вы должны разработать его конструкцию и выполнить детальные чертежи. О том, как сконструировать самолет, сказано и написано достаточно много. Предлагаем более внимательно рассмотреть конструкцию агрегатов некоторых существующих легких самолетов, определить их достоинства и недостатки. Надеемся, этот экскурс и даст ту отправную точку, оттолкнувшись от которой вы сможете самостоятельно разработать собственную, вполне удачную конструкцию.

Начнем с крыла. Оно является наиболее важной частью самолета или планера. За свою многолетнюю историю авиации накопила десятки вариантов конструкций крыльев. Однако на любительских машинах чаще всего встречаются однолонжеронные подкосные схемы, изготовленные из древесины. Наиболее удачно подобные крылья разработаны, например, для любительского планера «Соловей» и самолета РБ-17. В этих конструкциях изгибающий момент полностью воспринимается одним лонжероном, перерезывающая сила — двумя фанерными стенками коробчатого лонжерона, а крутящий момент — замкнутым контуром, образованным фанерой обшивкой носка и стенками лонжерона. Носки нервюры и стойки на стенках лонжерона предохраняют стенку и полки лонжерона от потери устойчивости. Подкос крыла значительно уменьшает максимальный изгибающий момент и позволяет облегчить конструкцию.

Усилия, действующие в направлении оси подкоса, приближенно определяются по формуле

$$R_{\text{раст}} = \frac{n_{\text{г}}^2 \cdot G_{\text{эл}} \cdot l_{\text{к}}^2}{2 \cdot l_{\text{л}} \cdot l_{\text{кр}} \cdot \cos \beta},$$

или при отрицательных перегрузках

$$-R_{\text{сж}} = \frac{n_{\text{г}}^2 \cdot G_{\text{эл}} \cdot l_{\text{к}}^2}{2 \cdot l_{\text{л}} \cdot l_{\text{кр}} \cdot \cos \beta}$$

где $R_{\text{раст}}$ — растягивающие; $-R_{\text{сж}}$ — сжимающие усилия на подкосе; $l_{\text{кр}}$ — размах крыла. Остальные обозначения показаны на рис. 124, Б.

Для узлов крепления подкоса расчетное усилие составляет: $R^0 = R^* \cdot f$, где $f = 3$, для самого подкоса $f = 1,5$. Напряжения в трубчатом подкосе определяются по формулам:

$$\sigma_{\text{раст}} = \frac{4R_{\text{раст}}}{\pi(D^2 - d^2)}; \quad \sigma_{\text{сж}} = \frac{-4R_{\text{сж}}}{\pi(D^2 - d^2)},$$

где D — наружный диаметр трубы, а d — внутренних, мм; $\sigma_{\text{раст}}$ и $\sigma_{\text{сж}}$ — соответственно растягивающие и сжимающие напряжения. Сжимающие напряжения не должны превышать критических, определенных для тонкостенной трубы с шарнирной заделкой концов по формуле

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{1,2 \cdot E}{\left(\frac{l}{D}\right)^2},$$

где l — длина подкоса; E — модуль упругости материала. Для Д-16Т он равен 7200 кг/мм², для стали 30ХГСА — 21 000 кг/мм².

Разумеется, подкосные однолонжеронные крыло может быть изготовлено не только из древесины. Пластмассовые крылья такой схемы установлены на планерах «Гарнис» и А-10Б. На последнем носок крыла, работающий на кручение, имеет трехслойную конструкцию, изготовленную из двух слоев стеклоткани и вклеенной между ними тои-кой прослойки из пенопласта. Трехслойные обшивки имеют высокую жесткость и не склонны к потере устойчивости.

Особенностью крыла «Гарниса» являются очень легкие нервюры. Они сделаны довольно простым способом: пропитанная эпоксидным связующим стеклоткань наматывается на специальную оснастку. Хвостовая часть крыльев, о которых идет речь, на кручение не работает и воспринимает только местные воздушные нагрузки. Поэтому обшивка хвостовой части обычно делается из ткани. Чаще всего используют хлопчатобумажное полотно типа АМ-100. Предварительно его натягивают на каркас, приклеивают, а при больших нагрузках, действующих на самолет в полете, еще и пришивают прочной нитью к нервюрам. Затем на полотно, обязательно кистью, наносят сначала жидкий, а затем более густой эмалит, чем обеспечивается равномерное натяжение ткани по всей поверхности.

При низких удельных нагрузках на крыло (не более 15 кг/м²) и скорости полета до 120—130 км/ч полотно можно заменить легкой прозрачной лавсановой пленкой, которую обычно используют авиамodelисты. Пленку приклеивают

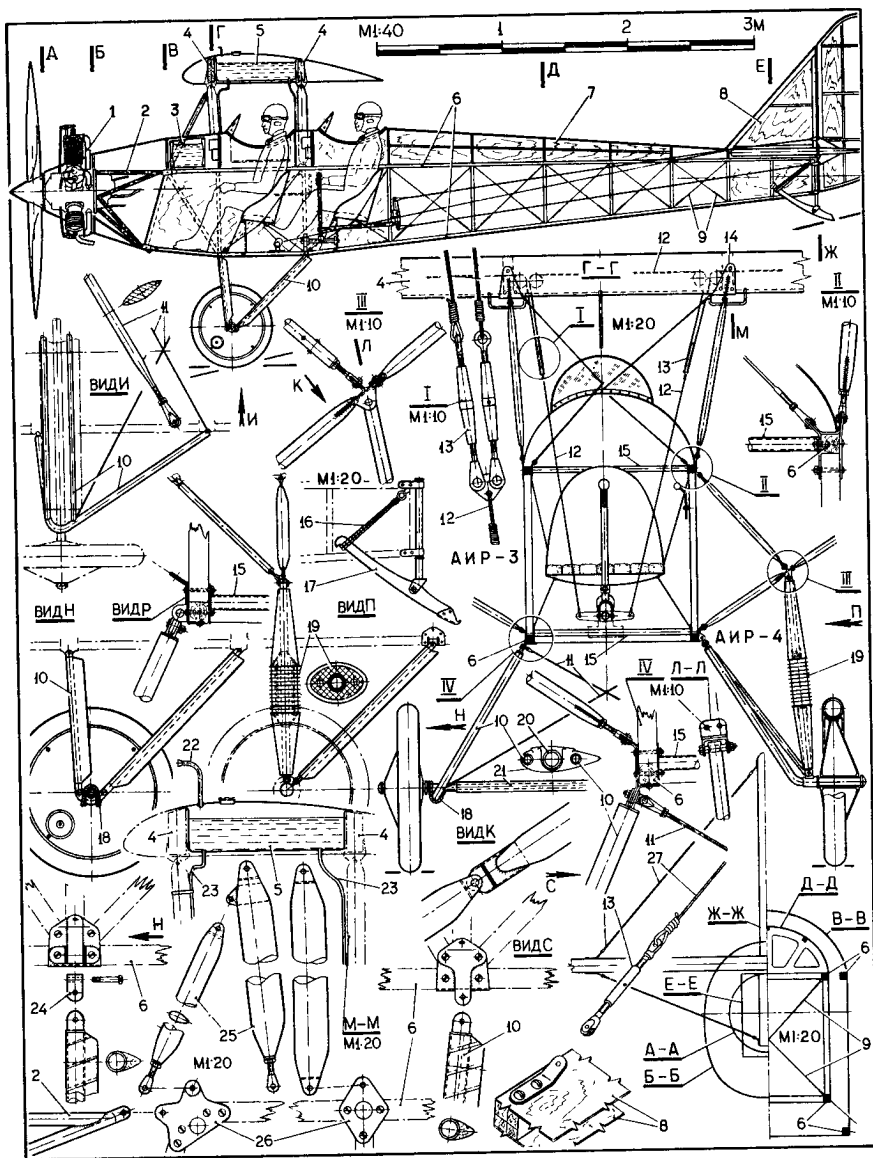
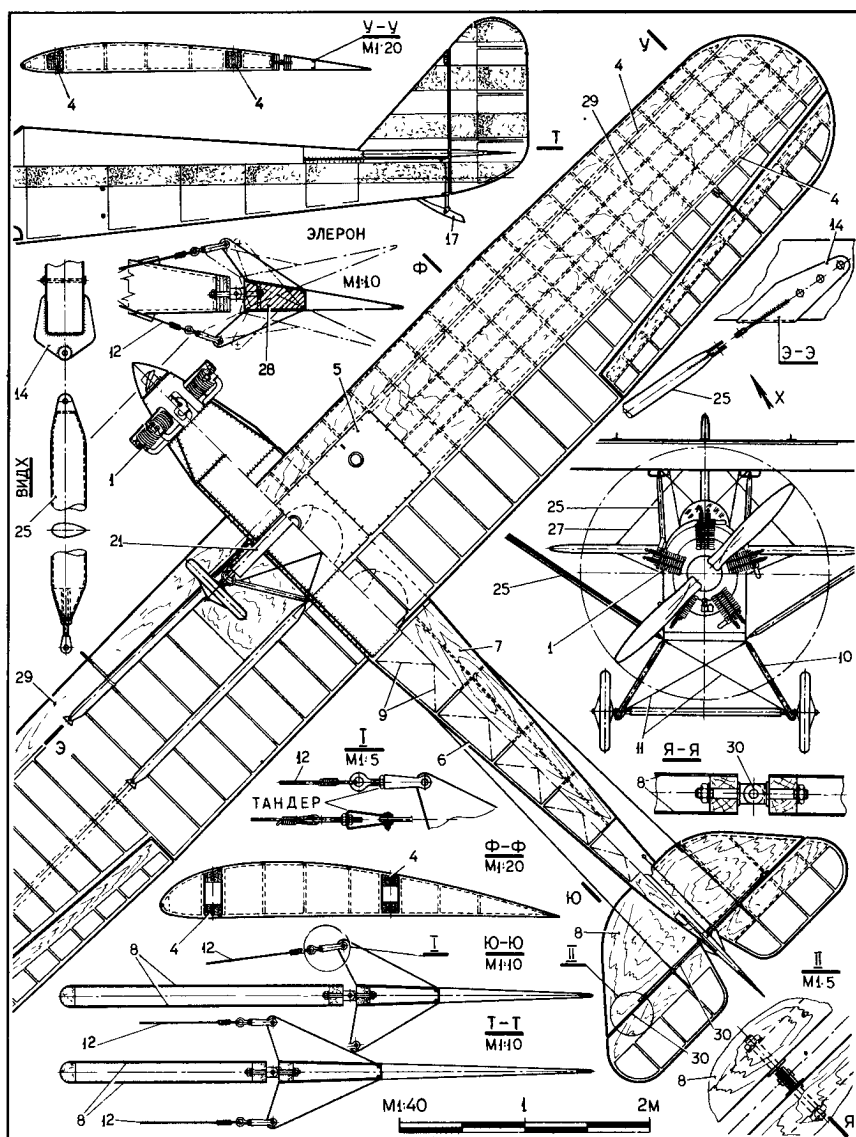


Рис. 129 и 130. Конструктивная компоновка самолета АИР-3:

1 — пятицилиндровый звездообразный мотор «Альберт» мощностью 80 л. с., 2 — моторная, 3 — масляная, 4 — лонжероны крыла, 5 — бензобаки, 6 — основные лонжероны фюзеляжа, 7 — фанерный тарзорт, 8 — фанерная обшивка киля и стабилизатора, 9 — проволочные расчалки фюзеляжа, 10 — стальные сварная ферма шасси, 11 — ленточные расчалки, 12 — тросовая проводка управления, 13 — таннеры для натяжения тросов, 14 — узлы крепления подкосов крыла на лонжероны, 15 — распорные трубы фюзеляжа, 16 — резиновый шнуровой амортизатор кистей, 17 — деревянный кисть, 18 — резиновый пластмассовый амортизатор на самолете АИР-3, 19 — резиновый пластмассовый амортизатор, 20 — подкосы шасси, 21 — обтекатель, 22 — деревянная трубка бензобака, 23 — трубки бензопитания мотора, 24 — карданный узел подвески шасси на АИР-3, 25 — стальные сварные стойки и подкосы крыла, 26 — стальные эластичные узлы крепления стоек на фюзеляже, 27 — проволочные расчалки оперения, 28 — «коробчатый контур» шасси, воспринимающий нагрузки от кручения, 29 — фанерная обшивка крыла (восьмью сверху и снизу, межлонжеронная часть крыла только сверху), 30 — типовой узел навески рулей



к каркасу клеим БФ. Именно такую обшивку имеют планеры «Гарис», «Пеликан», АНБ.

Особенностью крыла планера АНБ и его дальнейшего развития — самолета «Кристалл» является то, что все нагрузки в нем воспринимаются одним элементом — трубчатым лонжероном, в качестве которого использована дюралевая труба $\varnothing 90 \times 1,5$ мм. Она воспринимает и изгиб, и перегибающую силу, и крутящий момент. На лонжерон-трубу низинаны нервюры, отштампованные из дюралевого листа толщиной 0,5 мм.

Разновидность подкосного крыла — двухлонжеронное с двумя подкосами. Подобное крыло использовано, например, на Як-12 или АИР-3 (рис. 129, 130). В этой схеме два подкоса во многом разгружают крыло и от крутящего момента, что приводит к еще большей экономии массы по сравнению с однолонжеронным подкосным крылом.

Принципиально такие же, но не подкосные, а расчалочные схемы крыльев используются сейчас почти на всех ультралегких самолетах, например на «Антисе». В этой конструкции продольный набор крыла состоит из лонжеронов, изготовленных из двух дюралевых труб. Поперечный набор составляют три трубчатые поперечные стойки. Форму профиля крыла поддерживают нервюры-латы, изготовленные из тонких дюралевых трубок. Обшивку делают из воздухопроницаемой ткани типа «дакрон», «парусный лавсан» и тому подобной.

Расчалки обеспечивают жесткость и прочность крыла на многих биланах. Удачная, на наш взгляд, расчалочная биланная коробка использована на американском акробатическом самолете «Питтс» (рис. 131). Этим достигается большая экономия массы.

Однако, если вы строите достаточно скоростную машину или хотите получить высокое аэродинамическое качество, подкосы и расчалки могут оказаться помехой. В этом случае обычно предпочтение отдают свободонесущей конструкции. Ее принципиальное отличие от подкосной состоит в том, что лонжероны в этом случае полностью воспринимают изгибающий момент. Если крыло имеет разъемы по размаху, узлы навески делают так, чтобы они могли передавать изгибающий момент. Конечно, такие лонжероны и узлы получают несколько тяжелее, чем на подкосных крыльях.

Примером однолонжеронного металлического крыла может служить крыло самолета Як-20 (рис. 132). В этой конструкции крутящий момент воспринимается металлическим дюралевым носком крыла, имеющим толщину 1,0 мм у корня и 0,5 мм на конце. В разъемных крыльях крутящий момент, передаваемый обшивкой, «собирается» бортовой нервюрой, которая должна иметь более мощную конструкцию по сравнению с остальными.

На спортивно-пилотажных самолетах с высоким уровнем полетных нагрузок однолонжеронные конструкции с разъемными не обеспечивают требуемой надежности. Общеизвестно, что для самолетов этого типа более подходят двухлонжеронные конструкции без разъемов. Они ис-

пользовались, например, на советских самолетах УТ-1 и самолете № 21 А. С. Яковлева в 30-х годах (рис. 133) или на современном американском «Лазере» (рис. 134, 135). Кстати, на крыле «Лазера» использован почти симметричный профиль с относительной толщиной 13% по нервюре 1 и 12% по нервюре 12. Координаты корневой профили приведены в табл. 24.

Таблица 24

Координаты корневой профили

X, %	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30
Y _н , %	0	1,91	2,75	3,91	4,74	5,34	6,12	6,55	6,75	6,77
-Y _н , %	0	1,81	2,41	3,27	4,0	2,62	5,51	5,94	6,22	6,29

Продолжение табл. 24

X, %	40	50	60	70	80	90	95	100
Y _н , %	6,43	5,78	4,93	3,88	2,66	1,39	0,75	0
-Y _н , %	5,95	5,31	4,54	3,56	2,51	1,39	0,75	0

Фанерная обшивка крыла на этих самолетах охватывает не только носок, но и межлонжеронную часть. Этим значительно увеличивается площадь контура, воспринимающего кручение.

Подобные неразъемные двухлонжеронные деревянные крылья использовались в годы войны на истребителе Як-1, на бомбардировщике Як-4. В корневой части крыльевых лонжеронов на этих машинах устанавливались стальные узлы навески крыла на фюзеляж. Фанерную обшивку к каркасу таких крыльев обычно крепят гвоздями и клеем, а снаружи оклеивают тканью. В последнее время в подобных конструкциях для оклейки часто используют тонкую стеклоткань и эпоксидную смолу. После оклейки крыло шпаклюют, вышкуривают, красят. В результате наружная поверхность получается чрезвычайно чистой.

Любителям деревянных конструкций напомним, что все элементы из дерева желательно обработать антисептиками или нанести на них защитное покрытие, предохраняющее от гниения. Фанерную обшивку изнутри обычно покрывают лаком или даже эмалью, делать это нужно до установки обшивки на каркас. В качестве антисептика часто используют такой состав: 40 г оксидефинила на 100 г этилового спирта плюс 1% любого органического красителя для контроля нанесения состава.

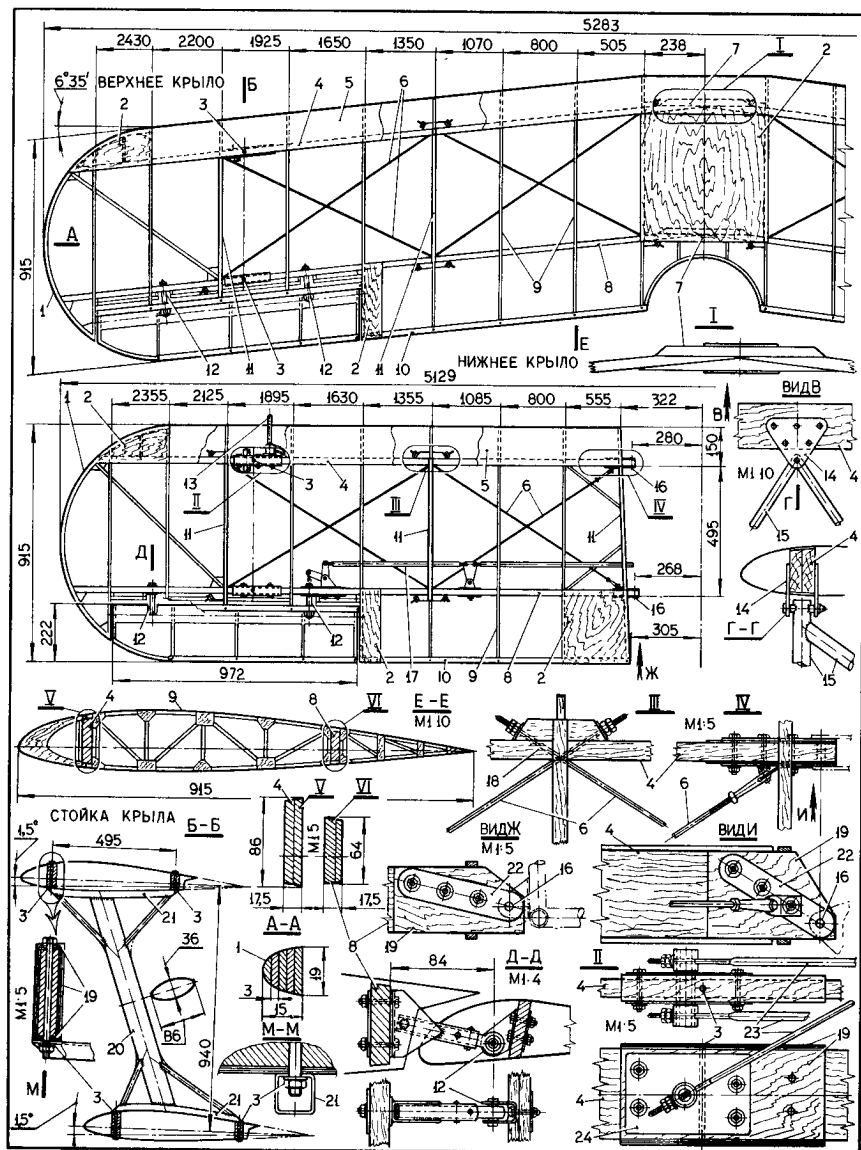


Рис. 131. Крыло спортивно-пилотажного биплана «Питтс»:

1 — концевая дужка (перекладки из сосновых реек), 2 — фанерная обшивка, 3 — узлы крепления стойки, 4 — передний лонжерон (сосна), 5 — лобок крыла — дюралевый лист толщиной 0,6 мм (к корпусу крепится на шурупах), 6 — внутренние расчалки крыла, 7 — стик лонжеронов верхнего крыла, 8 — задний лонжерон (сосна), 9 — нормальные нервюры (сосны из сосновых реек), 10 — задний кромка крыла (согнута из дюралевых листов), 11 — усиленные нервюры (сосновые пояса, стойки и силонные фанерные стенки), 12 — узлы палески элерона, 13 — приемник воздушного давления, 14 — узлы навески верхнего крыла, 15 — «кабан» фюзеляжной формы для установки верхнего крыла, 16 — узлы навески нижнего крыла, 17 — проводка управления элеронами, 18 — узел крепления внутренних расчалок крыла, 19 — фанерные накладки, 20 — стальная сварная стойка крыла, 21 — труба квадратного сечения размером 19х19х1,2 мм, 22 — стальные накладки толщиной 1,6 мм, 23 — денты-расчалки билговинной коробки, 24 — дверные накладки

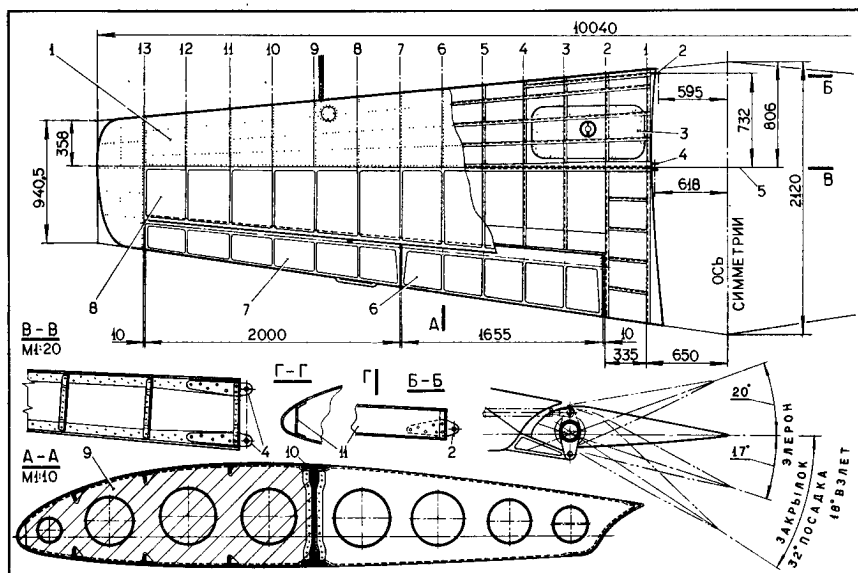


Рис. 132. Пример компоновки однолонжеронного металлического крыла (крыло самолета Як-20):

1 — обшивка носка крыла (Д-16Т) — от первой до пятой нервюры — толщина обшивки 1 мм, от пятой до восьмой нервюры — 0,8 мм, в концевой части — 0,6 мм; 2 — передний шарнирный узел навески крыла (болт из стали 30ХГСА диаметром 10 мм); 3 — бензобак (устанавливается через люк в торцевой нервюре); 4 — концевые узлы навески крыла на лонжерон (два болта из стали 30ХГСА диаметром 14 мм); 5 — ось лонжерона; 6 — аэрон; 7 — аэрон; 8 — плоскостная обшивка хвостовой части крыла; 9 — контур, воспринимающий кручение; 10 — полки лонжерона — дуговые прессованные уголки; 11 — балочка, согнутая из листа Д-16Т

Древесина должна быть прямослойной без сучков, следов гниения, грибковых поражений и плесени. Лонжероны и балки делайте не из единого бруска, а набирайте из реек, сечением приблизительно 20×20 мм. Для склейки можно использовать современные эпоксидные клеи. Агрегаты и отсеки, в которых использована древесина, должны вентилироваться. В любом случае, даже в металлической конструкции, во всех нижних точках отсеков, где возможно скопление влаги, конденсата, необходимо просверлить дренажные отверстия диаметром 4—5 мм.

Если требуется очень высокая точность теоретического контура поверхности крыла, например для планера, тогда используется особая технология, которая описана в главе о планерах.

Такое крыло (рис. 136) имеет один лонжерон, образованный двумя полками из однонаправленного углепластика и приклеенной к ним стенкой. Верхняя и нижняя панели имеют трехслойную конструкцию из стеклоткани и пенопласта. Обратите внимание на стык крыла с фюзеляжем, позволяющий быстро разбирать планер для транспортировки. Нервюр в крыле нет. Их функции выполняет толстая трехслойная обшивка.

Недостаток подобных конструкций — недоступность для контроля места склейки лонжерона с обшивкой. Этот клеевой шов выполняется на

эпоксидных клеях с наполнителем из стеклянной микрошеры. Поскольку сборка крыла ведется по технологической схеме «от наружного контура», который выдерживается с максимально возможной точностью, высоту лонжерона приходится делать с минусовым допуском. В этом случае именно клеевой шов, толщина которого достигает 2—3 мм, и является технологическим компенсатором.

Второй недостаток таких конструкций — высокая трудоемкость изготовления технологической оснастки, что оправдано в серийном производстве, но представляет большие сложности для любителей. Хотя для многих самодельщиков эти трудности не становятся препятствием. Успешно применена подобная конструкция, например, в мотопланере «Байкал», построенном в Москве под руководством А. Федорова.

Из пластика можно изготовить и более простые крылья, например крыло самолета «Варнез». Крыло имеет сплошной пенопластовый наполнитель, вырезанный расклевкой струной по шаблонам из пенопластовых блоков.

Лонжерон состоит из углепластиковых полок, наклеенных на пенопласт. Стенки лонжерона образованы намоткой стеклоткани, пропитанной эпоксидной смолой, на наполнитель, склеенный с полками. Крыло собирается склейкой пенопластовых блоков-наполнителей с лонжероном. Затем все тщательно выкуривается, оклеивается

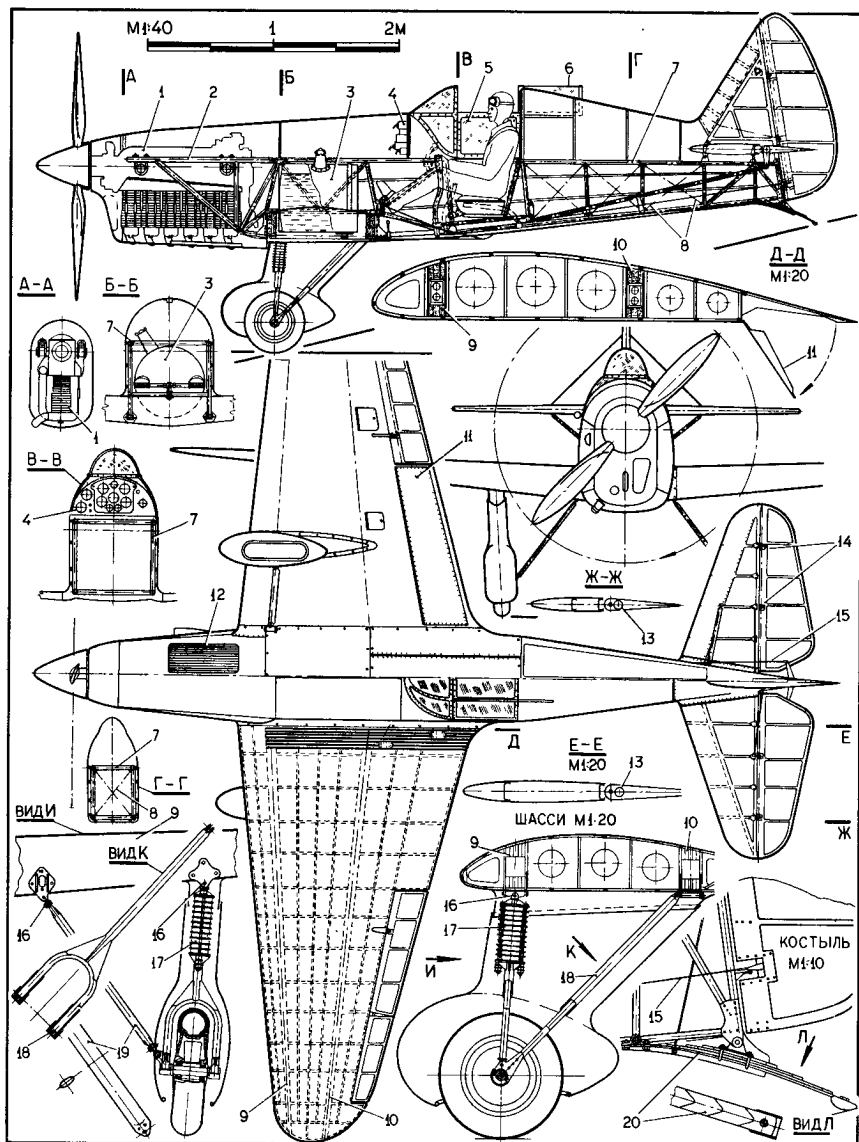


Рис. 133. Пример компоновки одноместного спортивного самолета гоночного типа (самолет № 21 А. С. Яковлева):

1 — шестнадцатерукий ридный перевернутый мотор «Рено» мощностью 220 л. с., 2 — моторама, сваренная из стальных труб, 3 — бензобак (емкость 170 л), 4 — приборная доска, 5 — откидная створка фонаря, 6 — сдвигающаяся створка фонаря, 7 — сварная трубчатая ферма фюзеляжа, 8 — ленточные расчалки фермы, 9 — передний коротыш лонжерона деревянного крыла, 10 — задний лонжерон крыла, 11 — последний шток, 12 — пластинчатый инерционный амортизатор, 13 — двуровневый трубчатый лонжерон руля, 14 — узлы навески руля, 15 — трос управления руля направления, 16 — карданные узлы навески шасси, 17 — амортизационный пакет (резиновые кольца с металлическими прокладками), 18 — задний подкос шасси, 19 — боковой подкос шасси, 20 — наборная стальная рессора костыль

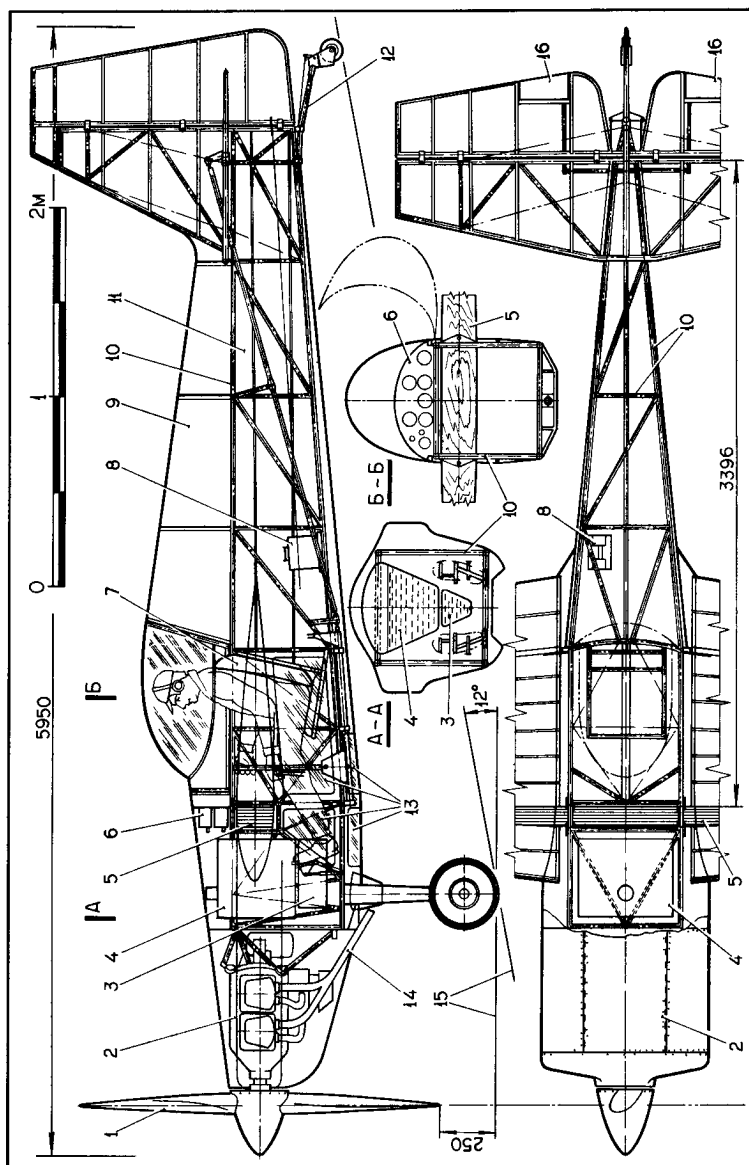


Рис. 134. Компонка спортивно-парашютного самолета «Лазер»:

1 — воздушный винт фиксированного шага (диаметр — 1,93 м, шаг — 1,52 м), 2 — оппозитный мотор «Лавинья», О-360 (180 л. с., обороты винта — 2700 об/мин), 3 — раскладной топливный бак, 4 — основная обшивка, 5 — лонжеронная 6 — приборная доска, 7 — парашютный контейнер, 8 — вакуумная тор. 9 — металлический парашютный фюзеляж, 10 — полнотелая обшивка хвостовой части фюзеляжа, 11 — раскладной топливный бак, 12 — раскладной топливный бак, 13 — основной бортовой фюзеляж, 14 — выхлопной коллектор, 15 — сиденье при необходимости, 16 — траверза строповых точек руля высоты

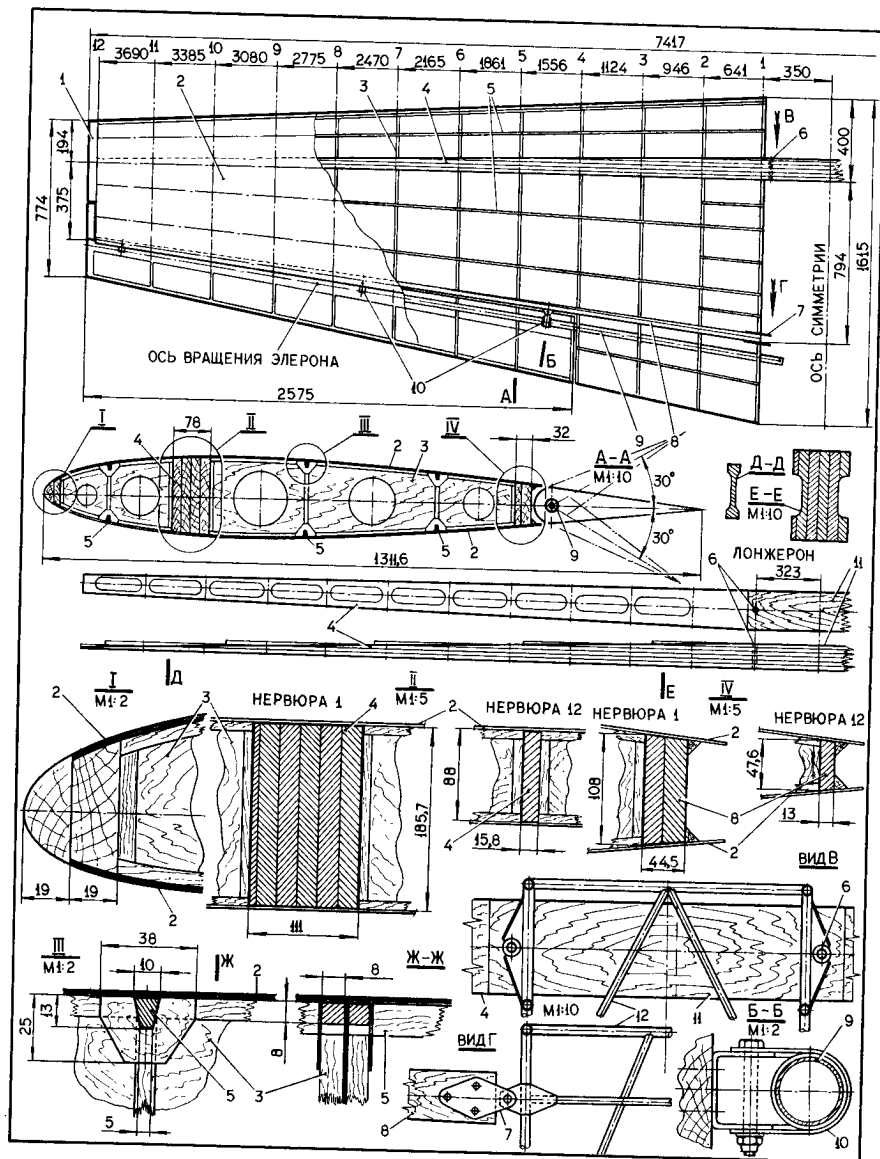


Рис. 135. Целнодеревянное крыло спортивно-пилотажного самолета «Лазер»:

1 — базовая заклепка крыла; 2 — фанерная обшивка (толщина 2,4 мм, слои сорентированы под 45°); 3 — нервюры (фанерная стенка, окантовки из сосновых реек 8х8 мм с двух сторон); 4 — главный лонжерон, склеенный из высококачественных сосновых брусков-досок; 5 — сосновые стрингеры; 6 — отверстие для болта (Ø 16 мм) стыковки крыла с фюзеляжем; 7 — задний шарнирный узел навески крыла (стальная пластина — накладка); 8 — задний вспомогательный лонжерон крыла («стенка»), склеенный из сосновых брусков-досок; 9 — торсионная стальная труба (работавшая на кручение), являющаяся лонжероном элерона, она же служит для управления им; 10 — узлы навески элерона; 11 — фанерная накладка в корневой части лонжерона (с двух сторон); 12 — форма фюзеляжа.

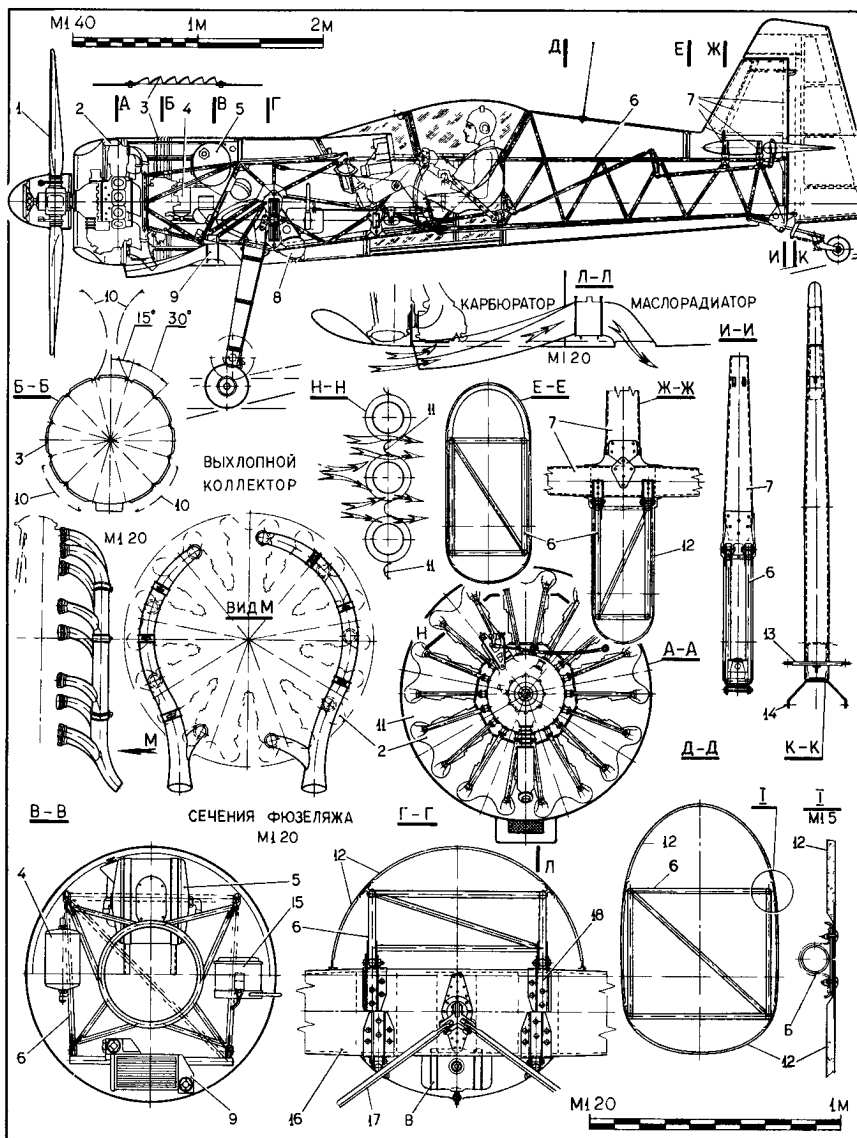
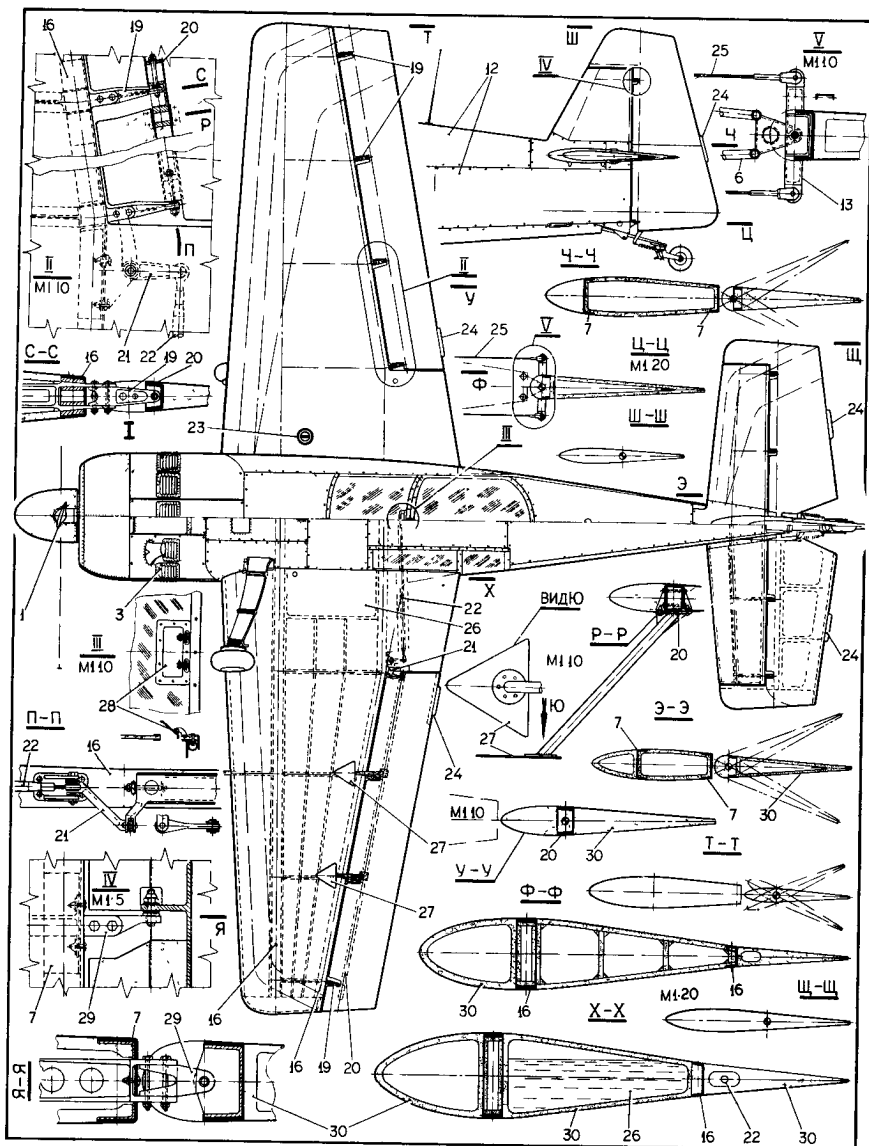


Рис. 137 и 138. Пример компоновки современного одноместного спортивного самолета Су-26 (изготовлен в основном из пластика) Двигатель М14П мощностью 360 л с, размах крыла — 7,8 м, площадь крыла — 11,9 м², взлетная масса — 840 кг, максимальная скорость горизонтального полета — 350 км/ч, максимальная скорость пилютирования — 420 км/ч, скорость сваливания — 110 км/ч, скороподъемность у земли — 18 м/с, угловая скорость вращения по оси Х (ω_x) — 6 рад/с на скорости 350 км/ч, диапазон эксплуатационных перегрузок от + 12 до - 10



1 — воздушный винт автоматически изменяемого шага В-530ТА Д35, 2 — двигатель, 3 — решетка для выхода охлаждающего воздуха из-под капота, 4 — суфлерный бачок масляной системы, 5 — маслябак, 6 — форма фюзеляжа, 7 — лонжероны хвоста и стабилизатора, 8 — расходный бачок бензосистемы, 9 — масляный бак, 10 — крышка капота мотора, 11 — дефлекторы цилиндров двигателя, 12 — трехслойные стеклопластиковые панели обшивки фюзеляжа (снизу и сверху по одному слою стеклоткани толщиной 0,1 мм, заподлицо — пенопластовая пластина толщиной 5 мм), 13 — качалка управления рулем направления, 14 — качалка управления хвостовым колесом, 15 — аккумулятор, 16 — лонжероны крыла, 17 — рессора шасси, 18 — узлы навески бензобака, 19 — узлы навески элерона, 20 — лонжерон элерона, 21 — качалка управления элероном, 22 — тяга управления элероном, 23 — задвижка горловины бензобака, 24 — отбойник триммера рулей и элеронов, 25 — трос управления рулем поворота, 26 — бензобак, 27 — выносной аэродинамический компенсатор на жёсткой балансир элерона, 28 — регулирующий забортник вентилятора кабины, 29 — тяговый узел навески руля высоты и руля направления, 30 — пенопластовый заподлицо.

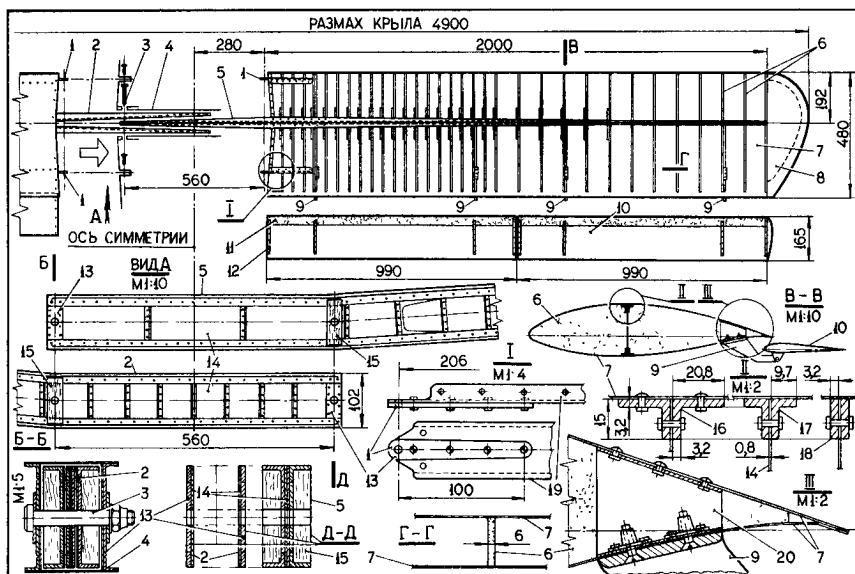


Рис. 139. Крыло любительского самолета «Кри-Кри»:

1 — шарнирный узел навески, 2 — лонжерон левой консоли, 3 — стыковочный болт $\varnothing 16$ мм, 4 — корабчатый шпангоут фюзеляжа, 5 — лонжерон правой консоли, 6 — нервюры (плотный пенопласт), 7 — обшивка крыла — единый дюралевый лист толщиной 0,5 мм (к каркасу обшивка приклеена эпоксидным клеем, заклепками соединены только в корневой части крыла), 8 — балка закоронки крыла, 9 — узлы навески зависающего элерона (кронштейны согнуты из трехмиллиметрового дюралевого листа), 10 — обшивка зависающего элерона (толщина 0,4 мм, к каркасу приклеена, нервюры вклеены), 11 — пенопластовый наполнитель носка зависающего элерона, 12 — нервюры элерона (согнуты из дюралевого листа), 13 — дюралевая накладка стыковочного узла (толщина 3,2 мм), 14 — стенка лонжерона — дюралевый лист толщиной 0,8 мм (в корневой части лонжеронная стенка двойная), 15 — деревянный вкладыш, 16 — сечение полки лонжерона в корневой части — 30 мм от оси симметрии (сечение верхней и нижней полок одинаковы), 17 — сечение полки лонжерона на расстоянии 800 мм от оси симметрии, 18 — сечение полки лонжерона на расстоянии 1500 мм от оси симметрии самолета и до конца крыла, 19 — стенки (дюралевый лист 1 мм), 20 — кивка (дюралевый лист 1,2 мм).

снаружи стеклотканью, шпаклюется и окрашивается. В целом конструкция получается несколько перетяжеленной за счет большой площади склейки. Однако она очень проста и надежна, технологична и нетрудоемка в изготовлении. Сделать такое крыло можно сравнительно быстро.

Похожую конструкцию имеет двухлонжеронное крыло самолета Су-26 (рис. 137, 138). Задний лонжерон и полки переднего изготовлены из углепластика горячего отверждения. Для наполнителя использован пенопласт ПС-1-70, нарезанный блоками по 400 мм. Пенопласт для облегчения вырезан изнутри и оклеен стеклотканью толщиной 0,1 мм. Наружная обшивка состоит из 2—3 слоев стеклоткани Т-10 толщиной 0,23 мм.

В местах установок узлов навески крыла и элеронов между полками лонжеронов вклеены деревянные бобышки. Бензобаки представляют собой отсеки из бензостойкого пенопласта ПХВ, вклеенные в конструкцию крыла. Изнутри эти отсеки оклеены стеклотканью и покрыты герметиком У-30. Доступ внутрь баков осуществляется через люки в торце крыла.

Примером оригинальной металлической конструкции может служить крыло самолета «Кри-Кри» (рис. 139). Оно имеет металлический кле-

паный лонжерон, нервюры, изготовленные из плотного пенопласта, и приклеенную к каркасу обшивку из дюралевого листа толщиной 0,5 мм. Склейку выполняют на эпоксидном клее, аналогичном нашему ВК-9. Стык крыла с фюзеляжем — планерного типа.

Несколько слов о конструкции элеронов и закрылков. Если для их изготовления используется металл, логичной является схема с трубчатым лонжероном, воспринимающим и кручение, и изгиб, и перерезывающую силу. Хороший пример такой конструкции — элерон самолета «Кристаль».

В любительском конструировании широкое применение находят и цельнометаллические элероны, подобные установленным на самолете «Чессна-150». В этих элеронах используется очень тонкая дюралевая обшивка — до 0,3 мм, и минимальное число нервюр. Жесткость обшивки обеспечивается поперечными рифтами. Перерезывающую силу и незначительный изгибающий момент (так как элерон имеет «распределенный по размаху» узел навески — рольную петлю) воспринимают лонжероны, согнутые из дюралевого листа. Кручение воспринимается замкнутым контуром, состоящим из стенок лонжерона и обшивки.

Рис. 140. Хвостовое оперение любительского спортивно-пилотажного самолета «Лазер».

1 — стальная труба $\varnothing 25 \times 1,2$ мм, 2 — типовый узел навески рулей (стальная пластина — скоба толщиной 1 мм), 3 — стальная труба $\varnothing 16 \times 0,9$ мм, 4 — стальная труба $\varnothing 12,7 \times 0,9$ мм, 5 — труба $\varnothing 9 \times 0,9$ мм, 6 — типовая нервюра, согнутая из стальной пластины толщиной 0,64 мм,

Часто в легких элеронах контур, работающий на кручение, ограничивается носком элерона, а хвостовая часть обтягивается полотном. Если для установки узла навески в таком элероне приходится перерезать контур носка, то для передачи крутящего момента и «компенсации выреза» приходится вводить жесткую обшивку и в хвостовой части на участке выреза. Конечно, такие вырезы появляются только при наличии у элерона осевой аэродинамической компенсации. Мы уже говорили о том, что потребность в аэродинамической компенсации возникает только на достаточно больших и скоростных самолетах.

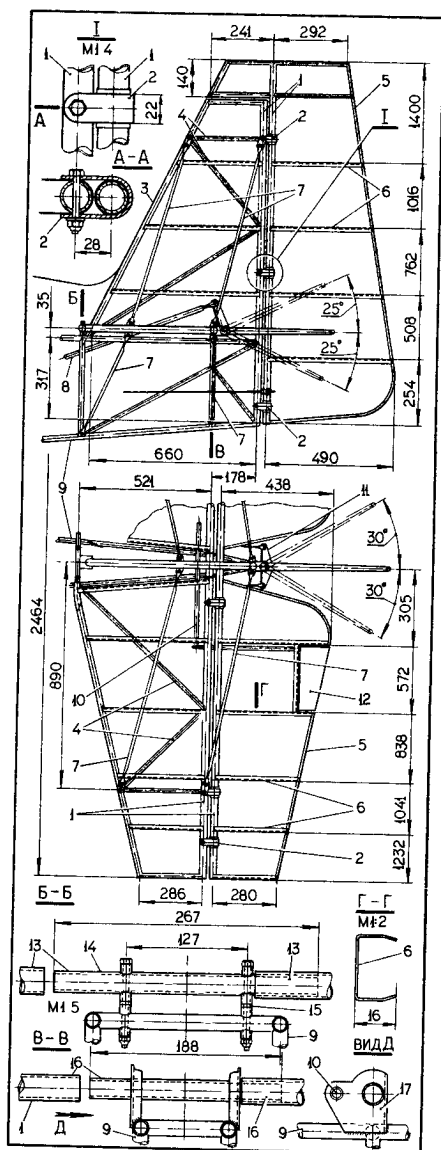
Определить точную величину аэродинамической компенсации при проектировании крайне сложно. Обычно доводка усилий на ручке за счет величины аэродинамической компенсации осуществляется в процессе летных испытаний. Если есть сомнение, что при выбранной величине осевой компенсации не удастся добиться приемлемых усилий на ручке, стоит предусмотреть установку роговых, как на Як-55, или выносных, как на Су-26, аэродинамических компенсаторов. Их величину можно легко менять в процессе испытаний. Часто используются и кинематические сервокомпенсаторы, как на Z-50L. Однако доводка таких компенсаторов сложна, а их эффективность ниже, чем у выносных.

Самодельным строителям, наверное, интересно будет познакомиться с еще одной простейшей конструкцией элерона, установленного на Су-26. Этот элерон имеет сплошной пенопластовый наполнитель и обшивку, сделанную из одного слоя стеклоткани толщиной 0,1 мм, приклеенную эпоксидным клеем.

Пенопласт можно использовать самый легкий. Однако, если он поддается действию растворителей эмали, применяемой для последующей окраски элерона, перед оклейкой стеклотканью наполнитель лучше покрыть тонким защитным слоем клея БФ.

Подки лонжерона элерона сделаны из тонкого однонаправленного углепластика. Между ними вклеены металлические узлы навески элерона и пенопластовый наполнитель. Стенки лонжерона образованы намоткой стеклоткани. Перед окраской элерон шпаклюют и вышкуривают. Поэтому поверхность получается очень гладкой и чистой. Такие конструкции особенно выгодны, если элероны или рули имеют малую строительную высоту.

При проектировании хвостового оперения обычно повторяют конструкцию крыла. Но в арсенале легкомоторной авиации есть несколько особо простых решений, заслуживающих внимания самоделщиков. Одно из них — расчалочное трубчатое оперение, подобное установленному на американских акробатических самолетах «питтс», «лазер» и других (рис. 140). Жесткость и прочность киля и стабилизатора обеспе-



7 — лентя расчалки, 8 — тяга управления рулем высоты, 9 — ферма фюзеляжа (киль выполнен заделом с фермой фюзеляжа), 10 — торсионная труба управления триммером сервокомпенсаторов, 11 — качалка управления рулем высоты, 12 — триммер-сервокомпенсатор, 13 — телескопический стык горизонтального оперения с фюзеляжем по переднему лонжерону, 14 — труба $\varnothing 19 \times 1,5$ мм, 15 — шайбы прокладки для изменения угла установки стабилизатора, 16 — телескопический стык горизонтального оперения с фюзеляжной фермой по заднему лонжерону, 17 — стальной кронштейн (лист толщиной 2,3 мм)

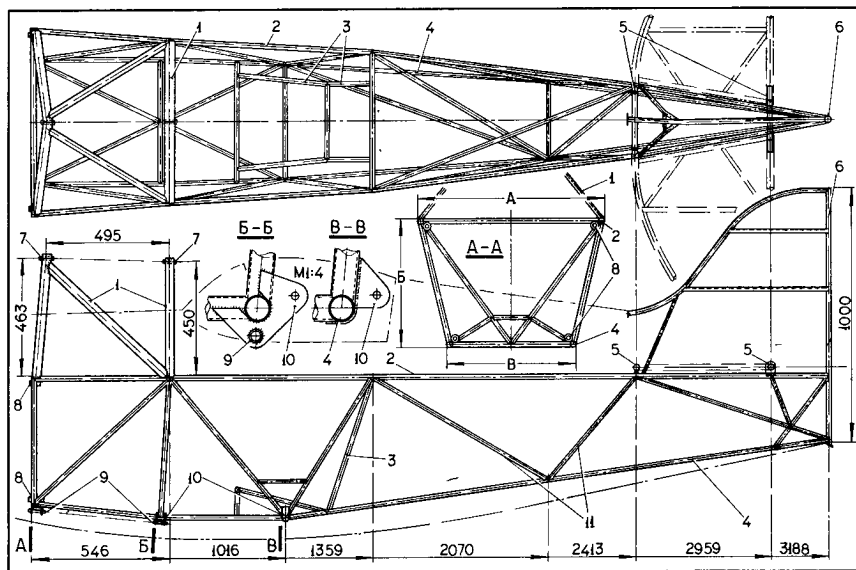


Рис. 141. Стальная сварная ферма фюзеляжа самолета «Питтс»:

1 — кабан для навески верхнего крыла, 2 — верхние лонжероны — труба $\varnothing 19 \times 0,9$ мм, 3 — кресло пилота (сварено из труб $\varnothing 19 \times 0,9$ мм) 4 — нижние лонжероны (трубы $\varnothing 19 \times 0,9$ мм), 5 — узлы навески стабилизатора, 6 — лонжерон кила (труба $\varnothing 22 \times 0,9$ мм) 7 — узлы навески верхнего крыла 8 — узлы навески двигателя, 9 — узлы навески шасси, 10 — узлы навески нижнего крыла (стальные листы толщиной 2 мм), 11 — диагональные раскосы (трубы $\varnothing 16 \times 0,9$ мм)

чиваются расчалками. Для изготовления каркаса используют стальные трубы. Полотняную обшивку пришивают к каркасу. При этом применяют следующую технологию: каркас предварительно обматывают хлопчатобумажной лентой. К ней и пришивают полотняную обшивку. Затем ее покрывают эмалью, а швы заклеивают тканевой лентой с зубчатыми краями, которую вырезают специальными ножницами из ткани, предварительно покрытой несколькими слоями эмали и высушенной на стекле.

Крутящий момент кила и стабилизатора в этой схеме полностью уравнивается расчалками. На рулях кручение воспринимает труба, которая одновременно является и осью вращения. Несмотря на тонкий плоский профиль, оперение обладает достаточной аэродинамической эффективностью и обеспечивает минимальный вес. Кстати, очень похожие конструкции, но набранные из дюралевых заготовок, у нас когда-то производились для самолета Як-18.

Целикометаллические конструкции также могут быть достаточно простыми и легкими. Примером может служить оперение известного чехо- словацкого планера «Бланик». В этой конструкции киль и половинки стабилизатора ничем не отличаются друг от друга. Для любителей простейших деревянных конструкций образцом может быть оперение планера БРО-11, также

имеющее расчалочную конструкцию. И все же предельно простым, наверное, надо признать оперение ультралегкого самолета «Квик Сильвер». Каркас его изготовлен из дюралевых труб, обшивка — из «дакрона». Разумеется, последние две схемы оперения возможны только при очень маленьких скоростях самолета.

Оперение может иметь самые разнообразные варианты аэродинамической компоновки: нормальное, Т-образное, V-образное, крестообразное. Эти схемы хорошо известны и широко применяются. Следует отметить, что если у вас нет аргументов в пользу необычных схем, лучше выбрать оперение обычной классической схемы с килем и стабилизатором, расположенными на фюзеляже. Такое оперение получается конструктивно проще, легче и, как показывает практика, надежнее.

Остановимся на конструкции фюзеляжа. Исторически наиболее «древними» считаются фюзеляжи деревянной ферменной конструкции, которые использовались на «нюпорках» и «моранах», на знаменитом По-2, учебном УТ-2. Гартрот из фанеры, полотняная обшивка, положенная на опалубку из сосновых стрингеров, удачно маскировали квадратную форму. Кручение в подобных фюзеляжах воспринималось проволоочными или ленточными растяжками.

В 30-х годах в практику авиационного вошла

стальные трубчатые фермы. Такие фюзеляжи использовались на УТ-1, самолете № 21, на всех поршневых истребителях А. С. Яковлева, и даже на реактивных Як-15 и Як-17. Фюзеляжи сваривались из труб 30ХГСА. Для термической обработки после сварки использовались специальные печи. В практике любительского самолетостроения часто для изготовления фермы применяют всевозможные «мягкие» марки сталей, не требующие термической обработки после сварки. Кстати, фермы из таких сталей в наименьшей степени склонны к образованию трещин в процессе эксплуатации. В качестве примера на рис. 141 показана схема фермы фюзеляжа самолета «пнттс». Некоторые размеры фермы (А, Б, В в сечении А-А), показанной на рисунке, приведены в табл. 25.

Размеры фермы

Расстояние	А	Б	В
0	743	517,5	508
546	660	568	520
1016	—	568	495
1359	559	—	—
2070	—	—	330
2413	298	—	—
3188	—	267	—

На самолете Су-26 ферма сварена из стали ВНС-2 (высокопрочная нержавеющая сталь). Этот материал не требует термической обработки после сварки и не нуждается в специальной защите от коррозии. Фюзеляжные металлические фермы достаточно просты в изготовлении.

Однако для «домашней» постройки любители чаще выбирают деревянные фюзеляжи с работающей на кручение фанерной обшивкой. Такой фюзеляж использован на самолете А-11М. Примерно такую же конструкцию имеют и некоторые металлические фюзеляжи, например у кронштадтского «Дельфина», канадского «Зенита». Простые внешние формы позволяют изготавливать такие фюзеляжи в домашних условиях без сложной оснастки. Конечно, формы получаются угловатые, но на летних характеристиках это не отражается.

Если же есть желание сделать изящный, «зализанный» фюзеляж, в любительских условиях лучше использовать ранее описанную «планерную» технологию. Такой фюзеляж формируется в матрицах обычно вместе с килем. Он состоит из левой и правой половинки, которые склеивают при сборке.

На самолетах с толкающим воздушным винтом часто возникает необходимость в тонкой хвостовой фюзеляжной балке. На наш взгляд, наиболее удачная конструкция такого типа — фюзеляж самолета «Кристалл», имеющий металлическую конструкцию и склепанный из тонких дюралевых листов.

Простейшие фюзеляжи, точнее их аналоги, используют на ультралегких схематических самолетах. Как правило, они легко разбираются и представляют собой несложную пространственную ферму. Пример такой конструкции — фюзеляж самолета «Антис». Кстати, в таких конструкциях нежесткость фермы часто вполне компенсирует отсутствие амортизации шасси.

Теперь перейдем к шасси, число конструктивных схем которых не так велико: с носовой и хвостовой опорой, одноколесное планерное — вот, пожалуй, и все, что используется в практике любителей. Основные параметры этих схем показаны на рис. 142. Наиболее приемлемой для любительских самолетов, на наш взгляд, является схема с носовым колесом. Она обеспечивает устойчивость при движении по аэродрому, менее склонна к капотированию.

Наибольшие трудности у любителей обычно вызывает выбор параметров амортизации шасси. Поэтому расскажем об этом чуть подробнее.

Удар о землю при посадке, а также удары при движении самолета по неровностям аэродрома воспринимаются амортизацией шасси. Сущность амортизаторов состоит в том, что сила удара расходуется на деформирование амортизационной системы, в том числе пневматиков колес, амортизаторов и конструкций шасси, крыла, фюзеляжа и тому подобного. Амортизация должна поглощать эксплуатационную работу (A^*) с заданной перегрузкой (n^*) при некотором запасе хода (10—15% от общего хода амортизатора). Амортизация должна быть мягкой, с постепенно нарастающей интенсивностью поглощения удара, работа должна поглощаться с малой эксплуатационной перегрузкой (в пределах 2—3). Разумеется, перегрузка при работе амортизации не должна превышать минимальной эксплуатационной перегрузки $n_{\min}^*$ на которую рассчитан самолет.

Эксплуатационная работа A^* , воспринимаемая амортизацией при ударе, вычисляется по формуле

$$A^* = \frac{G \cdot v_y^2}{2g},$$

где G — масса самолета; v_y — вертикальная скорость в момент удара. У легкого любительского самолета она невелика, но во всех существующих нормах прочности не рекомендуется принимать v_y менее 2,5 м/с.

Продолжая разбор примера из предыдущих глав, можем подсчитать A^* для нашего самолета:

$$A^* = \frac{249 \cdot 2,5^2}{2 \cdot 9,8} = 79,4 \text{ кг} \cdot \text{м}.$$

Считается, что на каждую главную стойку приходится эксплуатационная работа, равная $A_n^* = \frac{A^*}{n}$, где n — число главных стоек. На носовую стойку приходится работа, приблизительно равная $A_n^* = \frac{A^*}{4}$, а на костьль $A_n^* = 0,1—0,15 A^*$.

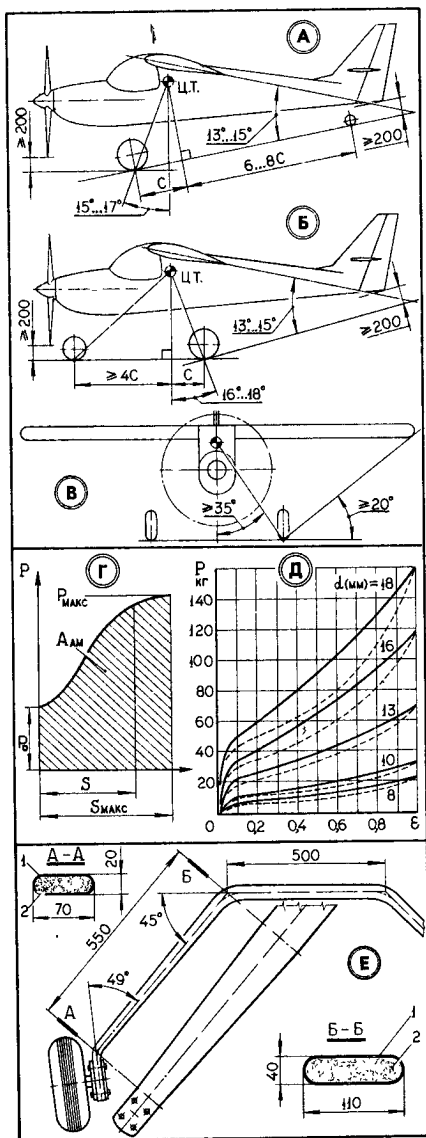


Рис. 142. Параметры и схемы шасси легких самолетов:

А — основные параметры шасси с хвостовым колесом, Б — основные параметры шасси с носовым колесом, В — расположение основных колес шасси для схем с носовым и хвостовым колесом (на рисунках А и В показана «теоретическая земля», то есть «леда» при неубитой амортизации шасси. При полностью убитой амортизации должен обеспечиваться положительный клиренс воздушного винта от земли).

Г — типовая диаграмма обжатия амортизатора шасси (заштрихована работа, поглощаемая амортизатором, $A_{ам}$ — при полном ходе амортизатора S_{max})
 S — ход амортизатора, P_0 — усилие затяжки амортизатора, P_{max} — максимальное усилие при полном ходе амортизатора,
 Д — типовая диаграмма растяжения резиновых амортизаторов шасси различного диаметра (д) И — усилие растяжения амортизатора, e — от-
 ностительное удлинение амортизатора (сплошная линия — нагружение амортизатора, пунктир — разгружение).
 Е — стеклопластиковая рессора шасси любительского самолета со вставкой массой 320–360 кг. 1 — стеклоуклад на эпоксидном связующем ЭД 6 или К-153, 2 — два слоя стеклоткани толщиной 0,25 мм (смонтированы под углом 45° к оси рессоры) на таком же эпоксидном связующем

Если стояночный угол самолета равен 13–15°, то при посадке на «три точки» энергия удара, приходящаяся на костыль, невелика. Однако многие любительские самолеты имеют совсем небольшой стояночный угол — 8–10° и меньше. Тогда при посадке самолет часто касается земли не «тремья точками», а костылем, и доля энергии удара, воспринимаемая хвостовой опорой, значительно увеличивается. Этим объясняются частые поломки костыля на некоторых любительских самолетах.

Примерно 10% работы, приходящейся на каждую стойку, воспринимается пневматиком колеса. Учитывая это, в нашем примере на каждую главную стойку придется работа, равная $A_{ст}^* = \frac{79,4}{4} \times 0,9 \approx 36 \text{ кг} \cdot \text{м}$, а на носовую — $A_{ст}^* = \frac{79,4}{4} \times 0,9 \approx 18 \text{ кг} \cdot \text{м}$.

Деформацию конструкции в расчет принимать не будем, полагая, что вся энергия воспринимается амортизатором. Посмотрим теперь на типовую диаграмму обжатия амортизатора (см. рис. 142, Г). Работа, поглощаемая амортизатором, как известно, равна площади под кривой на диаграмме. Ее можно вычислить по формуле

$$A_{ам} = S[P_0 + K(P_{max} - P_0)],$$

где S — ход амортизатора; P_0 — усилие предварительной затяжки амортизатора; P_{max} — усилие при максимальном ходе амортизатора.

Коэффициент K равен: для резиновой амортизации — 0,4; для пружины или рессоры — 0,5; для жидкостно-газового амортизатора — 0,8.

Максимальное усилие в амортизаторе P_{max} либо выбирается равным предельно допустимой из условий прочности нагрузке на колесо, либо определяется по максимальной эксплуатационной перегрузке, которая должна лежать в пределах $n^3 = 2-3$, лучше, если она не будет превышать 3. Тогда $P_{max} = n^3 \cdot P_1$, где P_1 равна: 0,5G — для главных стоек; 0,25G — для носовой стойки. P_1 равна стояночной нагрузке на хвостовую опору для хвостовой опоры.

Приравняв работы, производимые самолетом при ударе и поглощаемые амортизацией, теперь нетрудно определить требуемый ход амортизации:

$$S = \frac{A_{ст}^*}{P_0 + K(P_{max} - P_0)}, \text{ где } A_{ст}^* \text{ — работа, приходящаяся на каждую стойку.}$$

Продолжая наш пример, определим

$$S = \frac{35}{100 + 0,4(249,2 \cdot 3 - 100)} = 0,168 \text{ м,}$$

предположив, что на нашем самолете установлен резиновый шнуровой амортизатор ($K=0,4$), задана перегрузка $n^2=3$, а предварительная затяжка амортизатора составила 100 кг.

На легком любительском самолете предварительная затяжка амортизатора должна быть немного ниже стояночной нагрузки, приходящейся на каждую стойку. Другими словами, на стойке амортизации должна чуть-чуть обжиматься. В этом случае все толчки при движении самолета по неровностям аэродрома будут мягко демпфироваться.

В нашем примере ход амортизатора равен 168 мм. Разумеется, имеется в виду ход колеса при усилиях, приложенных к колесу. Часто бывает, например при рычажной подвеске колес, что величина хода не совпадает с обжатием амортизатора. В таком случае ход амортизатора при заданном ходе колеса вычисляют, руководствуясь кинематической схемой стойки шасси. Усилия на амортизатор при этом, конечно, увеличиваются во столько же раз, во сколько уменьшается ход.

Ход амортизатора, рассчитанный по предложенной методике, может показаться большим. Не секрет, что многие любительские самолеты, например «Кристалл» П. Альмурзина, планер БРО-11 и другие, вообще не имеют амортизации. Энергия удара на этих аппаратах поглощается, во-первых, за счет пневматиков колес, во-вторых, за счет нежесткости конструкции шасси и всего аппарата. Но учесть все это в расчетах крайне трудно. А вот главный «секрет» прост: посадка с вертикальной скоростью снижения $v_y = 2,5$ м/с, заложенной в наш расчет, бывают крайне редко. Причем известно, что БРО-11 при грубых посадках легко долается — так при отсутствии эффективной амортизации гасится энергия удара.

Теперь несложно определить нагрузки на стойки для расчета шасси и узлов его навески на прочность.

Вертикальная нагрузка P_y составят $P_y = P_{max} \cdot f$, причем $f=1,5$ для стоек и $f=3$ для узлов их навески. Все «настоящие» нормы прочности задают всевозможные сложные сочетания вертикальной P_y , продольной P_x и боковой P_z нагрузки на стойку шасси.

Мы договорились несколько «упростить» нормы, что завысив некоторые нагрузки. Поэтому рекомендуем посчитать стойки раздельно на нагрузки: $P_y = P_{max} \cdot f$; $P_x = \pm 2P_y \cdot f$ и $P_z = \pm 1,3P_y \cdot f$ ($\pm$ означает, что нагрузка действует вперед и назад).

Все нагрузки приложены к колесу. Значения P_{max} и S здесь и ранее также приведены к координатам колеса. Если на самолет установлены тормозные колеса, момент торможения также следует учесть в расчете.

Определив нагрузки, надо по правилам сопротивления построить эпюры сил, изгибающих моментов и рассчитать сечения силовых элементов конст-

рукции шасси по аналогии с расчетом крыла в предыдущей главе.

Перейдем к рассмотрению некоторых, наиболее распространенных типов конструкции шасси легких самолетов.

Одно из простейших — пирамидальное ферменное шасси из стальных труб со шнуровой резиновой амортизацией. Шасси такого типа установлены на американском самолете «Питтс» и наших Як-20, Як-12 и других (рис. 143). Шасси Як-20 сварено из стали 30ХГСА. Амортизатор сделан из стандартных резиновых шнуров.

Тем, кто захочет повторить на своей машине подобную конструкцию, дадим несколько советов. Нельзя допускать вытяжку петли шнура более 100% его первоначальной длины. В конструкции лучше сразу предусмотреть ограничитель хода. Рекомендуем сделать его из мягкой отожженной проволоки, имеющей большое удлинение, чтобы в случае разрушения шнура толчок не был бы резким. Наибольшее допустимое напряжение для шнура равно 50—70 кг/см². В табл. 26 приведены предельные нагрузки для стандартных шнуров при удлинении $\epsilon = 100\%$.

Таблица 26
Предельные нагрузки для стандартных шнуров

Диаметр шнура, мм	8	10	13	16	18
Предельная нагрузка, кг	15—25	27—40	55—80	85—120	140—180

На рис. 142,Д дана диаграмма растяжения этих шнуров. Пользуясь ею, нетрудно подобрать требуемое число шнуров в амортизаторе. Отметим, что на стойке напряжение в шнурах не должно превышать 12—18 кг/см².

Шасси с резиновым амортизатором, но уже с пластинами, работающими на сжатие, устанавливалось на УТ-2. В наше время подобные системы практически не применяются, хотя их конструкция достаточно проста и надежна и может быть применена на самодельных самолетах.

В последние годы широкое распространение на легких, в том числе и любительских, самолетах получили рессорные конструкции шасси. Рессора представляет собой пластину, изготовляемую из самых разнообразных материалов.

Американская фирма «Цессна» снабжает свои самолеты стальными рессорами. Этим достигается минимальная стоимость. Более легкими являются полые стальные рессоры, изготавливаемые в США небольшими фирмами с помощью всевозможных «хитрых» технологических приемов по заказам любителей, но стоят они значительно дороже.

Удовлетворительной массой обладают титановые рессоры. Они, в частности, установлены на чехо-словацком акробатическом самолете Z-50L и на советских Як-55 и Су-26 (рис. 144). В последнее время на некоторых легких американских

креплен на пирамиде шасси), 6 — пирамида шасси, сваренная из труб 30Х1СА, 7 — контур выреза в обшивке фюзеляжа, 8 — скелет при полном обжатии шасси, 9 — полотняная обшивка, 10 — колесо 500×150 мм, 11 — колесо 200×80 мм, 12 — ограничительный трос, 13 — шарик из стекловолокна, костью 14 — резиновый шнуровой амортизатор костью, 15 — противокос потажный угол

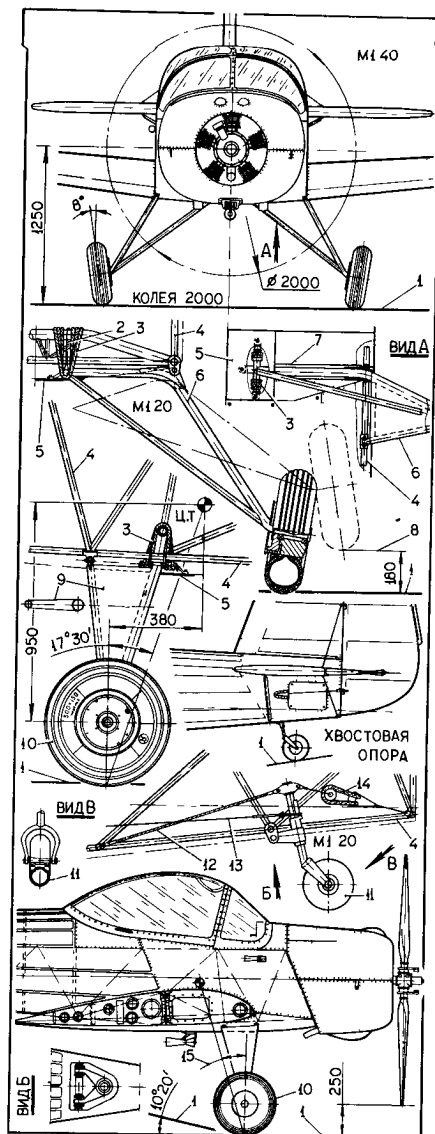


Рис. 143. Пирамидальное шасси с резиновой шнуровой амортизацией (шасси самолета Як-20)

1 — «скелет» при необжатой амортизации шасси, 2 — ограничительный трос, 3 — амортизатор главной стойки — три резиновых кольца диаметром 16 мм, 4 — ферма фюзеляжа, 5 — локоток закрывающий амортизатор (за

и французских спортивно-пилотажных самолетах, в том числе на КАП-21 и КАП-230, появились пластиковые рессоры. Похожие рессоры используют и наши любители (см. рис. 142, Е). Так, прекрасные рессоры, изготовленные выкладкой однонаправленного стекловолокна на эпоксидном связующем холодного отверждения, устанавливались на куйбышевских А-11М, А-12, А-6, на мотопланере «Гаринс». Они оправдывают себя в эксплуатации, просты в изготовлении, обладают небольшой массой.

Стальные рессоры также получили признание в практике наших любителей. Найдучший вариант рессор этого типа установлен на кронштадтском «Дельфине». Они выполнены из пластины пружинной стали 65С2А (рис. 145, А). На наш взгляд, очень оригинальна рессора носовой стойки, которую согнули из прутка 65С2А диаметром 25 мм. Тем, кто хочет воспользоваться опытом кронштадтских конструкторов, советуем ознакомиться с технологией обработки этого материала по специальным справочникам. На рис. 145, Б показана рессора самолета «Лазер», изготовленная из алюминиевого сплава.

Как показывает практика, наиболее сложен расчет рессор шасси. В последнее время в основном студентами и сотрудниками авиационных институтов разработано несколько методик расчета рессорного шасси, однако расчеты дают неприменимые результаты: рессоры получаются слишком жесткими, тяжелыми, а порой не способными выполнять роль амортизатора. Примерно такая рессора, рассчитанная вроде бы по всем правилам «инженерного искусства», была установлена на самолете «Эльф», построенном студентами Московского авиационного института. Масса и габариты этой детали были весьма внушительными. Учитывая несостоятельность существующих методик расчета, при проектировании шасси для Як-55, который стал в нашей стране первым самолетом с рессорным шасси, был выбран другой подход.

Первую рессору, предназначенную для Як-55, сделали... без всяких расчетов, полагаясь в основном на интуицию конструктора. Обязательным условием, конечно, было обеспечение требуемой массы. Рессора прошла копровые испытания, во время которых она с помощью специального приспособления сбрасывалась с определенной высоты. При этом замерялись ее прогибы и получаемые перегрузки. По результатам испытаний сечения рессоры были скорректированы, и уже второй вариант установили на самолет.

При сборке Як-55 в цехе было довольно тесно. «Покатать» машину не удалось. Получилось так, что на «собственные ноги» Як-55 «встал» только на аэродроме. Перекачивая машину на новое место, техники подтолкнули ее вперед, в этот момент рессоры «разъехались». и «Як» почти

«лег на живот». Однако, когда самолет стали откатывать назад, стойки вновь сошлись, и машина приняла нормальное положение. «Секрет» оказался простым: развал колес у рессоры был сделан очень маленьким. Поэтому при обжатии рессоры и установке самолета на хвостовое колесо получалось, что колеса шасси «смотрели» в разные стороны. И, соответственно, разбежались. Дефект был быстро устранен: увеличили развал колес. В дальнейшем рессоры работали без неприятных сюрпризов.

Улучшенный вариант той же рессоры, изготовленной из титанового сплава ВТ-23, установлен на Су-26.

Определить прочность рессоры можно довольно просто. Достаточно известными методами сопромата просчитать корневое сечение рессоры и сечение в районе заделки колеса, считая при этом рессору жесткой балкой. Нагрузки можно определять по ранее приведенной формуле. Такой расчет вполне гарантирует прочность шасси. Однако обеспечение необходимой жесткости обычно требует значительно больших конструктивных сечений, их посчитать трудно. Поэтому для получения легкой рессоры придется опираться на собственный опыт и на интуицию. Предварительно внимательно изучите чертежи рессор, приведенные в этой книге. И в зависимости от того, какую массу имеет ваш аппарат по отношению к выбранному прототипу, каковы относительные размеры необходимой рессоры, постарайтесь определить сечения сначала «на глаз». Затем вычертите рессору, проверьте ее прочность расчетом. Но без практической проверки не обойтись: первые рулежки и пробежки на готовом самолете покажут все недостатки. Если рессора окажется слишком жесткой, снимите лишний материал. Если она будет слишком мягкой, придется изготовить новую.

Предлагаемый способ позволил сделать удачные рессоры на многих, не только любительских, самолетах.

Для предварительной проверки качества рессоры можно изготовить простейшее приспособление — модельный копр, с помощью которого стойку с колесом можно сбросить с определенной высоты, имитируя посадку. Высота сброса должна составлять 250—300 мм, а нагрузка должна равняться P_1 .

Все сказанное в полной мере относится к носовым опорам и к хвостовым костылям. Носовые опоры, как правило, принципиально не отличаются от основных. Но колеса на них должны быть либо самоориентирующимися, либо управляемыми. Для обеспечения устойчивости движения ось разворота колеса выносится несколько вперед, как показано на рис. 145, А. При этом необходимо, чтобы ось разворота была перпендикулярна земной поверхности, иначе колесо будет «заваливаться» и иметь «мертвую» точку в крайних положениях.

Интересная конструкция управляемой носовой опоры использована на самолете «Кри-Кри». Простейшие конструкции костылей с трубчатой рессорой применяются на американских «лазерах» (см. рис. 134). Мы не рассказываем о них

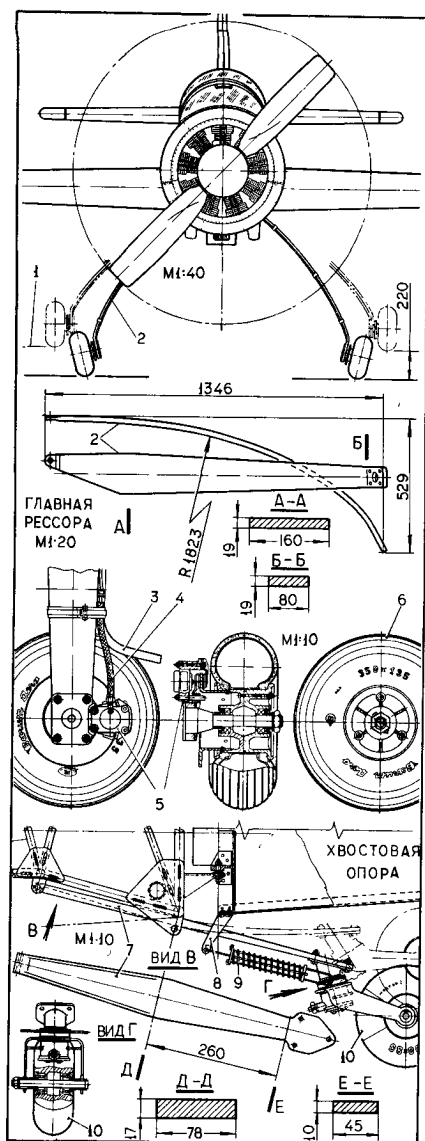


Рис. 144. Шасси спортивного самолета Су-26:

1 — «земля» при статическом обжатии рессоры, 2 — главная рессора шасси, изготовленная из титанового сплава ВТ-23, 3 — трубчатый суфлюционный наконечник, 4 — тормозной штифт, 5 — тормозной механизм, 6 — колесо 350х135 мм (от чехо-словацкого планера «Бланик»), 7 — хвостовая рессора из титанового сплава ВТ-23, 8 — качалка управления хвостовой опорой, 9 — пружинные тяги управления, 10 — хвостовое колесо 200х80 мм

Теперь перейдем к системам управления. Несмотря на простоту этих устройств на любительских самолетах, управление еще часто доставляет немало хлопот их создателям. Чтобы избежать этих неприятностей, следуйте нашим советам. Во-первых, необходимо обеспечить прочность рукояток, кронштейнов и проводки. Кроме того, управлению надо придать достаточную жесткость. Иначе его эффективность теряется, появляется опасность возникновения флаттера рулевых поверхностей. Достаточной можно считать такую жесткость, когда при зажатых рулях приложение эксплуатационных нагрузок к ручке управления и педалям не вызывает заметных деформаций.

Во-вторых, при проектировании нужно уделить повышенное внимание четкой кинематической провязке каждого узла, каждой качалки. При нейтральном положении качалки ее ось должна составлять с направлением движения тяги угол 90° . Угол поворота качалки от нейтрала обычно не превышает $\pm 25\text{--}30^\circ$. Иначе кинематически сложные системы управления могут даже заклинивать в крайних положениях. Такие случаи, к сожалению, на любительских самолетах приходилось наблюдать неоднократно.

Нежелательно использовать в системах управления гнутые тяги, а если они необходимы, конструктор должен знать, что критические напряжения сжатия у таких тяг резко снижаются. Эти тяги делают более толстыми, а значит, и более тяжелыми. Необходимо четко запомнить, что при проектировании, руководствуясь кинематической схемой управления, необходимо точно рассчитать, какие усилия действуют в каждой тяге, в каждой качалке.

Все тяги управления надо рассчитать на сжатие так, как мы делали это для подкосов крыла. Для всех наконечников и качалок $i=3$. Тросы диаметром менее 3 мм, независимо от действующих в них усилий, применять не рекомендуется. Пронгрыш в массе при использовании таких тросов по сравнению с более тонкими незначителен, а надежность всей системы резко повышается. При диаметре тросов 3 мм диаметр поворотных роликов составляет 60—80 мм.

Еще одно требование к системам управления — их абсолютная надежность. В истории авиации, особенно любительской, бывали случаи, когда из-за единственной незаконченной гайки самолет терял управление. Поэтому требование, чтобы все гайки на летательном аппарате были надежно законтрены, должно безусловно выполняться. Более того, в системах управления и в силовой установке контровка гаек допускается только шплинтами или проволокой. Причем контровка последнего типа должна быть сделана так, чтобы при откручивании гайки проволока натягивалась.

И еще несколько требований, обеспечивающих надежность. Тросы, покрытые смазкой, предохраняющей от коррозии, не должны иметь узлов, надломов или допущенных проволочек. Если трос оканчивается наконечником, заделка осуществляется его равномерным обжатием по всему периметру. Возможна заделка троса в медную трубку сплющиванием с двух сторон. Затем производится скручивание трубки. Обязательно предусматривается контроль за возможной вытяжкой троса из наконечника. С этой целью производят окраску троса у наконечника или применяют другие методы.

На всех роликах обязательно ставят предохранители, чтобы исключить соскакивание троса. Взаимное касание тросов или тяг, а также их касание элементов конструкции не допускается. Минимальный зазор должен составлять 5—10 мм.

Все элементы проводки управления в кабине следует защитить от посторонних предметов. Более того, надо внимательно продумать меры, исключающие заклинивание проводки и органов управления при различных деформациях конструкции в полете. Трение в любом канале проводки управления не должно превышать 1 кг, люфты недопустимы.

Конечно, в этой главе описана лишь небольшая часть характерных технических решений, применяемых при постройке любительских самолетов. Свою цель авторы видят в том, чтобы дать импульс для творческой фантазии, чтобы наши рекомендации послужили точкой отсчета для оригинальных разработок и смелых технических решений.

Ни в коем случае нельзя ставить в конструкцию найденные на свалке болты и другой крепеж.

Испытания отдельных деталей и узлов, особенно нетипичной конструкции, из нетрадиционных материалов, на наш взгляд, проводить желательно. При этом, разумеется, должна определяться максимальная несущая способность узла. Другими словами, испытание надо проводить до разрушения. Именно так и поступают наиболее опытные любители.

При выполнении первых полетов к достижению максимальных эксплуатационных перегрузок следует подходить осторожно, повышая перегрузку

в каждом полете не более чем на единицу. Надо следить за поведением конструкции, внимательно слушать, нет ли хлопков, потрескиваний и тому подобного. После посадки производить тщательный осмотр. По правилам «большой» авиации после каждого такого полета проводится нивелировка самолета для определения возможных остаточных деформаций.

В дальнейшем гарантией безопасности полетов должны стать грамотная эксплуатация, частые осмотры наиболее нагруженных мест. Помните, что превышение эксплуатационных перегрузок недопустимо.

СЕРДЦЕ САМОЛЕТА

Надежную силовую установку по праву считают сердцем самолета. От ее выбора зависит успех всей вашей работы. Можно выделить три компонента силовой установки, от которых в равной степени зависят надежность и безопасность аппарата: двигатель, движитель (воздушный винт) и системы, в том числе топливная, масляная, электрическая и другие. Остановимся подробнее на каждом из этих компонентов.

Двигатель. К сожалению, специальных моторов для любителей отечественная промышленность пока не выпускает, но изобретательность самоделщиков может решить любую проблему. Рассмотрим основные варианты моторов, используемых на летательных аппаратах нашими конструкторами-любителями.

Первый и, пожалуй, самый надежный вариант — серийный авиационный мотор. Отметим попутно, что во многих странах, в том числе в США, использование на любительских аппаратах каких-либо других моторов, кроме специальных серийных авиационных, вообще запрещено. В США авиационный мотор можно купить в магазине, а где взять такой двигатель нашему самоделщику?

Наибольшее распространение у нас получил мотор «Вальтер-Минор-4», использовавшийся на чехо-словацких самолетах, ранее поставляемых в СССР. Самолетов уже нет, но моторов осталось еще много. Разными путями они попадают к конструкторам-любителям. Их ставят на самоделные аэросани, глиссеры и, конечно, на самолеты.

Надо отметить, что «вальтеры», даже снятые со списанных самолетов, при хорошем уходе и грамотной эксплуатации могут надежно работать достаточно долго. Мотор «Вальтер-Минор-4» мощностью 140 л. с. весит 100 кг. Он имеет четыре перевернутых цилиндра, расположенных в ряд. Такие моторы использованы на любительских самолетах «Дельфин», «Тройка» и многих других.

Часто любители дорабатывают «вальтеры», несколько снижая степень сжатия. За счет этого немного уменьшается мощность. Зато такой мотор может прекрасно работать на низкооктановых автомобильных бензинах. Иногда любители применяют и более мощные модели чехо-словацких рядных перевернутых моторов. Идут в дело, например, шестицилиндровые «Вальтер-

Минор-6» и другие. Такой мотор мощностью 210 л. с. использовался на самолете ХАИ-36, построенном в Харьковском авиационном институте.

Наиболее опытные любители уже проектируют и строят самолеты под мощный советский звездобразный двигатель М-14П мощностью 360 л. с., применяемый на Як-50, Як-52, Як-18Т, Су-26, Як-55. Он является единственным в нашей стране серийным авиационным поршневым двигателем, его вес — 214 кг. Конечно, самолет под такой мотор получается достаточно сложным и доступен далеко не каждому любителю. К сожалению, авиационных моторов меньшей мощности в нашей стране нет.

Иногда у любителей, объединенных, например, в студенческие конструкторские бюро, появляются возможности приобрести зарубежные двигатели. Так, на самолете «Эльф», построенном в МАИ, установлен американский двухтактный мотор «Нельсон» мощностью 48 л. с. За рубежом в последние годы в больших количествах выпускаются двухтактные авиационные моторы и меньшей мощности. Они предназначены для мотодельтапланов и ультралегких самолетов. Эти моторы отличаются большим разнообразием типов и конструкций.

Конечно, импортные двигатели для нашей страны не характерны. Но все же они иногда используются любителями. Однако тем, кто не имеет возможности поставить на свою конструкцию австрийский «Ротакс», унывать не стоит: на него очень похож мотор РМЗ-640. Он выпускается в нашей стране для снегохода «Бурани». Этот мотор является единственным, который практически без переделок любители используют на своих летательных аппаратах, например на самолетах «Кристалл» и А-11М2.

Наибольшее распространение на советских любительских самолетах все же получили всевозможные модернизации одно- и двухцилиндровых мотоциклетных двигателей как отечественных, так и зарубежных. На СЛ-84 техническая комиссия, например, отметила силовую установку самолета А-11М, состоящую из одноцилиндрового двигателя от чехо-словацкого мотоцикла «Чезет» мощностью 42 л. с. Двигатель был снабжен понижающим редуктором, обороты воздушного винта составляли 2650 об/мин. Но такие недостатки одноцилиндрового мотора, как

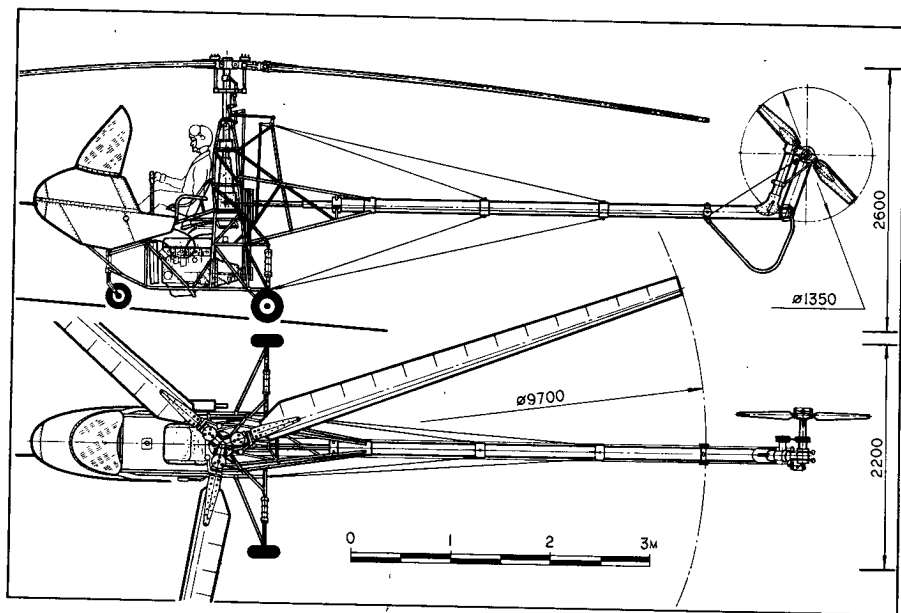


Рис. 146. Вертолет «Горник-4» Н. Демидова (Новошахтинск), 1984 г. Удостоен высшей награды на слете СЛА-85 в Киеве. Автомобильный двигатель ВАЗ-2103 мощностью 75 л. с., обороты двигателя — 5000 об/мин, обороты несущего винта — 280 об/мин, диаметр несущего винта — 9,7 м, лопасти от вертолета Ка-26 с обрезанной комлевой частью, взлетная масса вертолета — 500 кг, масса пустого — 394 кг, максимальная скорость — 150 км/ч, крейсерская — 120 км/ч

повышенный уровень вибраций и невысокая надежность, стали вскоре причиной его замены на двухцилиндровый РМЗ-640.

К сожалению, нашими любителями редко используются четырехтактные двигатели от тяжелых мотоциклов. Хотя масса таких моторов больше, чем двухтактных, но их надежность значительно выше, а расходы топлива существенно меньше. Пример удачного применения мотора МТ-8 мощностью 32 л. с. продемонстрировал Виктор Фролов из подмосковной деревни Доинино. На серийный МТ-8 он установил понижающий редуктор. Это позволило применить воздушный винт большого диаметра (1,7 м) и в результате получить очень высокую статическую тягу — 85 кг. При этом обороты винта составляют 2000 об/мин.

Такой мотор, выполненный по двухцилиндровой оппозитной схеме, очень удачно komponуется на самолете и надежно работает, что можно подтвердить следующим примером. Однажды в картере мотора появилась трещина, которую Виктору не удалось вовремя обнаружить. Однако двигатель продолжал безотказно работать до очередного «планового» ремонта, когда трещина и была замечена. Картер пришлось заменить.

Остановимся еще на одном типе моторов, нашедших самое широкое применение на любитель-

ских самолетах. Речь пойдет о доработанных лодочных двигателях. Наибольшее распространение у наших самолетчиков получил «Вихрь-25». Он по праву считается самым надежным. Очень часто «Вихрь» дорабатывают под воздушное охлаждение. При этом с него снимают водяную систему, а на гильзы цилиндров устанавливают оребренную «рубашку». Такие моторы используются на мотопланах «Гарнис», А-10А и многих других. Поскольку мощность мотора составляет всего 25 л. с., аппарат, на который устанавливают «Вихрь», должен быть одноместным и достаточно легким.

Однако, как показывает опыт многих любителей, переделка «Вихря» под воздушное охлаждение совсем необязательна. Этот мотор можно использовать и с водяным охлаждением, укомплектовав «Вихрь» водяным радиатором. Для этой цели часто применяют маслорадиаторы от самолетов типа Як-50 или радиаторы от печки автомобиля «Жигули». «Вихри» с водяным охлаждением применены на самолетах «Антис», ПМК-3 и многих других.

Очень оригинальная силовая установка с «Вихрем» применена Сергеем Шевко и Владимиром Мельником на самолете ХАИ-34. Авторы этого аппарата использовали и стандартный лодочный «Вихрь», и его стандартный редуктор, и удли-

интельную штангу. Только гребной водяной винт заменили воздушным.

Мотор «Вихрь», особенно с воздушным охлаждением, считается одним из самых легких. Малый удельный вес вообще является достоинством двухтактных моторов. Однако это преимущество достигается во многом за счет высокой степени форсирования и высоких оборотов. В результате ресурс таких моторов обычно бывает не очень большим, гораздо меньше, чем у низкооборотных четырехтактных с умеренной степенью форсирования.

Надежность и высокий ресурс характерны и для автомобильных моторов, которые иногда применяются на любительских самолетах. Так, в нашей стране были аппараты с двигателями от «Запорожца» и «Волги». Но, пожалуй, больше всех удивил Николай Демидов, построивший вертолет с мотором ВАЗ-2103 от «Жигулей». Машина удачно летала. Это, наверное, единственный в мировой практике случай создания вертолета с автомобильным мотором (рис. 146).

Хотя масса автомобильных моторов велика, отказываться от их использования, наверное, не стоит. По своим характеристикам средний современный автомобильный мотор не уступает авиационному 30-х годов. Удачные примеры использования автомобильных моторов на самолетах отмечены еще в довоенные годы. Тогда в нашей стране под руководством большого энтузиаста Евгения Агитова автомобильный ГАЗ-М-1 мощностью 56 л. с. был установлен и испытан и на По-2 Поликарпова, и на Г-23 Грибовского, и на УТ-1 и УТ-2 Яковлева. Заметим, что ГАЗ-М-1 на самолетах имел водяное охлаждение.

Развитие моторной техники привело к тому, что в наши дни автомобильные моторы уже производят серийно и для легкой авиации. Так, в ФРГ известная фирма «Порше» выпускает мотор PFM-3200 мощностью 230 л. с. в авиационном варианте. Этим мотором оборудуются четырехместные «цессны» и «мунин». Под него разработан двухместный учебно-пилотажный самолет Мю-30. Покупателей этой техники за границей привлекает низкая стоимость, высокая экономичность и «бесшумность» автомобильного мотора.

Еще одна западногерманская фирма «Хирт» для продажи любителям комплектует воздушными винтами и слегка дорабатывает мотор от знаменитого «фольксвагена». Мотор сделан по четырехцилиндровой оппозитной схеме и имеет воздушное охлаждение. Мощность «фольксвагена» в разных вариантах составляет от 40 до 80 л. с., удельный вес практически не отличается от авиационных, а стоимость — гораздо ниже. Благодаря этому мотор получил, пожалуй, самое большое распространение у зарубежных конструкторов-любителей. Западногерманские мини-автомобили «фольксваген» — «жульки», как их обычно называют, — «расползлись» по всему миру. Немало их и в нашей стране. Видимо, поэтому моторы от «фольксвагена» появились и у некоторых наших конструкторов-любителей. Например, на СЛА-87 удачно летал «Гном»

Павла Морозова, оснащенный «фольксвагеном» с тянущим винтом.

До сих пор мы говорили об использовании уже готовых моторов. Однако есть немало любителей, которые берутся за самое сложное — строят моторы собственной конструкции. Создание двигателя — задача крайне трудная. Мы не будем рассматривать вопросы проектирования двигателей, расскажем лишь о некоторых наиболее удачных конструкциях любителей.

Хорошие традиции самостоятельного авиамоторостроения сложились в СКБ Харьковского авиационного института. Там под руководством В. Мануйленко созданы моторы мощностью 40 л. с., используемые на «летающей лодке» ХАИ-30, мотор «Колibri-350» мощностью 15 л. с., примененный на мотопланере «Коршун». Моторы размножены во многих экземплярах и используются не только харьковскими студентами.

Неплохие моторы создают и отдельные конструкторы-любители. Великолепный четырехцилиндровый оппозитный мотор мощностью 50 л. с. сделал сотрудник Пренайского экспериментального завода спортивной авиации Юозас Валунас. Этот двигатель он поставил на микровертолет собственной конструкции. Несколько вариантов самодельных моторов разработал и изготовил саратовский инженер Георгий Дорфман. Отличный вариант самодельного 50-сильного мотора на СЛА-89 показали любители из Тулы. Мотор был установлен на автожир ДАС-2М (рис. 147, А), совершивший на СЛА-89 первый полет в истории наших смелых конкурсов.

Особую группу составляют конструкторы-любители, пытающиеся построить свой собственный мотор по какой-либо необычной схеме. Наиболее часто берут схему С. С. Баладинна. Пропаганда этого типа двигателя, разработанного еще в 30-е годы, среди любителей активно способствует известная книга, написанная Сергеем Степановичем Баладинным, старейшим советским конструктором моторов. Не отговаривая любителей от постройки моторов по схеме Баладинна или какой-либо другой «экзотической» схеме, дадим им один совет. Если хотите построить самолет, который потом будет надежно и уверенно летать, лучше отказаться от самодельного двигателя необычной конструкции, каким бы выгодным он не казался.

За решение этой проблемы брались очень многие любители, но, к сожалению, создать работоспособный и надежный двигатель пока не удалось никому.

Двигатель. От воздушного винта зависит, насколько рационально мощность двигателя будет преобразована в тягу. Поэтому расчет и подбор воздушного винта к двигателю и самолету — сложная и тонкая задача. Теории воздушного винта посвящено немало научных работ.

Однако многие самостоятельные конструкторы жалуются, что существующие теории малоприменимы для практического использования или базируются на сложном математическом аппарате. Более простой и доступный для конструкторов-любителей может оказаться методика, основанная на статистическом обобщении данных луч-

ших воздушных винтов, которую мы предлагаем вниманию читателей.

Отметим, что речь пойдет только о моноблочных деревянных винтах фиксированного шага. Такие винты просты, надежны, доступны для изготовления в любительских условиях. Самодельные металлические, особенно гнутые винты во многих странах запрещены. Они опасны и недостаточно надежны, имеют ограниченный ресурс, зафиксировано немало случаев их разрушения в полете и при наземной гонке двигателя самолета. Те же недостатки характерны для винтов изменяемого, а тем более автоматически изменяемого шага.

Исходными данными для подбора винта в практике самодельщиков обычно являются: мощность двигателя — $N_{дв}$ (л. с.), обороты воздушного винта — n_a (об/мин), максимальная скорость горизонтального полета — v_{max} (км/ч), расчетная скорость для винта — v_p (км/ч).

Сделаем несколько замечаний относительно расчетной скорости. Воздушный винт фиксированного шага, как известно, является однорезимым, то есть обеспечивает максимальный КПД только на одной — расчетной скорости, и только на одной — расчетной высоте. Здесь и в дальнейшем будем полагать, что расчетная высота для любительского самолета приблизительно равна нулю, так как все полеты выполняются вблизи земли, а расчетную скорость должен назначить сам конструктор. При этом если самолет предназначен для достижения максимально возможной скорости, то именно она является расчетной. Если самолет должен обеспечить наилучшие взлетные характеристики, за расчетную условно берется скорость, близкая к нулевой. В этом случае винт развивает наивысшую статическую тягу, то есть тягу на месте. Именно так подбирают винты для мотордвигателей, ультралегких самолетов и аэросаней.

Еще одна скорость, которая иногда является расчетной для винта, — наивыгоднейшая скорость набора высота $v_{наб}$. Если винт рассчитан на эту скорость, самолет способен развивать наивысшую скороподъемность. $v_{наб}$ для самолета можно приблизительно найти по номограмме на рис. 148, А или подсчитать по эмпирической формуле

$$v_{наб} = 95 \sqrt[4]{\frac{G_{взл}}{I_{кр}}},$$

где $G_{взл}$ — взлетная масса, кг; $I_{кр}$ — размах крыла, м.

Если решено построить пилотажный самолет, который, как известно, может развивать высокую скорость в пикировании, необходимо, чтобы воздушный винт фиксированного шага, работающий на максимальной скорости пилотирования в режиме ветряка, не раскручивался бы до оборотов, превышающих предельно допустимые (на авиационных двигателях обычно разрешаются обороты, равные 110% максимальных). Практически к пилотажному самолету винт рассчитывают на скорость, несколько превышающую наивыгоднейшую скорость набора высоты, и, если в процессе испытаний обороты винта в пикировании превы-

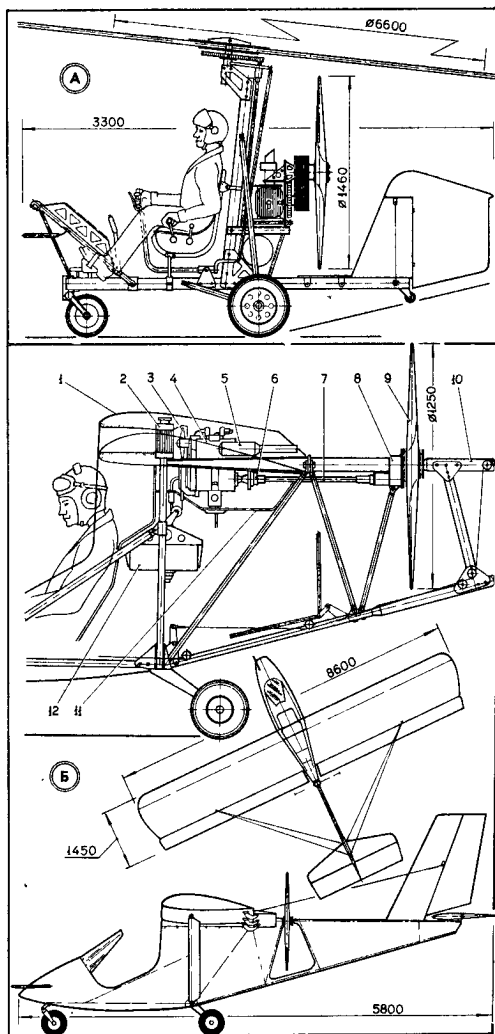


Рис. 147. Самодельные летательные аппараты с оригинальными словыми установками:

А — автожир ДАС-2М В Данилова, М. Анисимова, В. Смирно (Тула). Самодельный двигатель мощностью 50 л. с., взлетная масса — 280 кг, взлетная скорость — 40 км/ч.
Б — самолет «Стриж» А Орехова (Коломна) с воздушным винтом, «сверхохлаждением, лодочный, мощностью 23 л. с., взлетная масса самолета — 260 кг.

1 — обтекатель силовой установки, 2 — водяной радиатор, 3 — вентилятор, 4 — двигатель, 5 — глушитель, 6 — муфта, 7 — удлиненный вал, 8 — редуктор, 9 — воздушный винт, 10 — труба хвостовой балки.

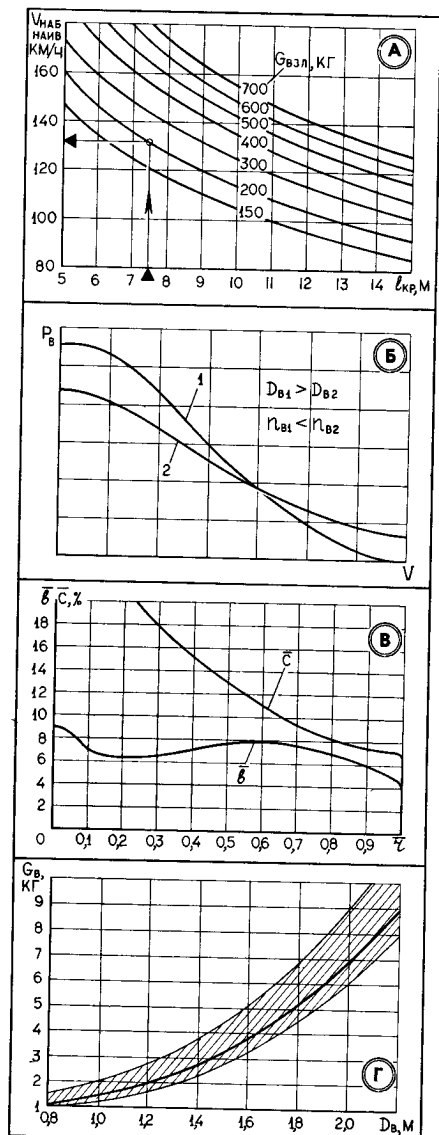


Рис. 148. Графики и номограммы к расчету воздушных винтов:

А — номограмма для определения наивыгоднейшей скорости набора высоты;
 Б — сравнение воздушных винтов различного диаметра;
 В — графики для определения относительной ширины и толщины лопасти;
 Г — графики для определения массы деревянного воздушного винта фиксированного шага

шают допустимые, устанавливают винт несколько большего шага.

Вообще ни один расчет не позволяет сразу с высокой точностью определить все параметры винта фиксированного шага. По словам известного западногерманского специалиста по винтам Г. Мюльбауэра, точный расчет таких винтов — дело бесполезное. Возглавляемая им фирма обычно каждому своему заказчику предлагает несколько винтов, шаг которых, а иногда и диаметр несколько отличаются друг от друга. Затем заказчик проводит испытания самолета с каждым винтом и выбирает лучший. Именно этот винт впоследствии и поставляют фирме для испытанного самолета. Более того, к каждому серийному самолету с винтом фиксированного шага обычно поставляют несколько винтов: скоростной, скоростно-подъемный, для крейсерских полетов на максимальной дальности и так далее, в зависимости от желания заказчика.

Точно так же бывает и в практике любителей. Даже после самых тщательных расчетов винта первые испытательные полеты показывают, как его изменить, уменьшая или увеличивая шаг. Обычно только второй, а то и третий винт позволяет добиться желаемых результатов. Предлагаемая методика вполне позволяет создать исходный воздушный винт, а полеты покажут, есть ли необходимость делать следующий, более подходящий для самолета.

Проектирование винта начинайте с определения его диаметра и шага. Для этого можно воспользоваться номограммами на рис. 149 или следующими эмпирическими формулами:

$$D_{\text{в}} = 100 \sqrt[4]{\frac{N_{\text{в}}}{V_{\text{max}} \cdot \rho}}; \quad H_{\text{в}} = 30 \frac{V_{\text{в}}}{n_{\text{в}}},$$

где $D_{\text{в}}$ — диаметр винта, м; $H_{\text{в}}$ — шаг винта, м.

Еще раз напоминаем, приведенные здесь простейшие формулы, конечно, дают приближенный результат. Лучшие результаты эти формулы дают для низкооборотных винтов, то есть для двигателей с редуктором, менее точные — для высокооборотных винтов на безредукторных двигателях. То же самое следует иметь в виду при использовании номограмм, приведенных на рис. 149.

Если конструктивные особенности вашего летательного аппарата не позволяют использовать винт рекомендованного диаметра, помните, что при уменьшении диаметра на 10—12% в сравнении с полученными по номограмме надо перейти на трехлопастной винт. При занижении диаметра на 15% и более — стоит подумать о четырех лопастях. Если диаметр занижается на 20% — нужно повысить обороты винта или изменить компоновку летательного аппарата. Иногда при уменьшении диаметра рекомендуют увеличивать ширину лопастей или шаг винта. Действительно, такое решение позволяет снять с двигателя всю мощность, но КПД винта при этом неизбежно падает.

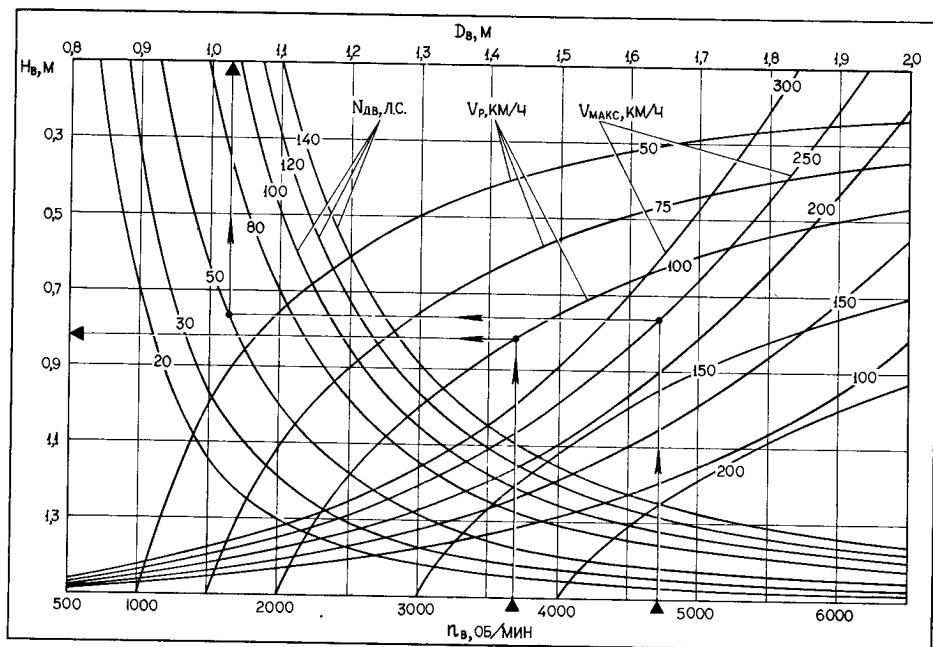


Рис. 149. Номограммы для определения диаметра и шага винта

И еще одно замечание: для толкающего винта шаг стоит уменьшить на 5–10%.

Определив диаметр и шаг винта, вычертите его плановую проекцию. Ширина лопасти (B_n) в каждом сечении определяется по формуле

$$B_n = \frac{\bar{b} \cdot D_n}{100},$$

где $\bar{b}$ — относительная ширина лопасти, %, определяется по номограмме на рис. 147. B_n — максимальная хорда лопасти в плановой проекции должна составлять 0,08–0,1 D_n .

Форма лопасти может быть любой. В некоторых работах авторы доказывают преимущества эллиптической, веслообразной, саблевидной или какой-либо иной формы законцовки лопасти. Однако практика показывает, что в реальных условиях характеристики любительского винта от формы законцовки практически не зависят.

Вычертив плановую проекцию, перейдем к построению профиля лопасти на нескольких радиусах, например на $\bar{r} = 0,8; 0,6; 0,4; 0,2$. $\bar{r}$ — относительный радиус лопасти. Для лопастей винта используются обычные крыльевые профили, чаще всего предпочтение отдают плосковыпуклым профилям. Координаты такого профиля 10-процентной относительной толщины приведены в табл. 27.

Таблица 27

Координаты плосковыпуклого профиля

x, %	0	2,5	5	10	20	30	40
y, %	3	5,5	6,63	8,05	9,57	10	9,83
-y, %	3	1,28	0,81	0,58	0,08	0	0

Продолжение табл. 27

x, %	50	60	70	80	90	100
y, %	9,28	8,29	6,84	5,21	3,37	0
-y, %	0	0	0	0	0	0

Координата профиля y в каждом сечении рассчитывается так:

$$y = \frac{\bar{y}_{10} \cdot \bar{c} \cdot B_n}{1000 \cdot \cos \alpha}$$

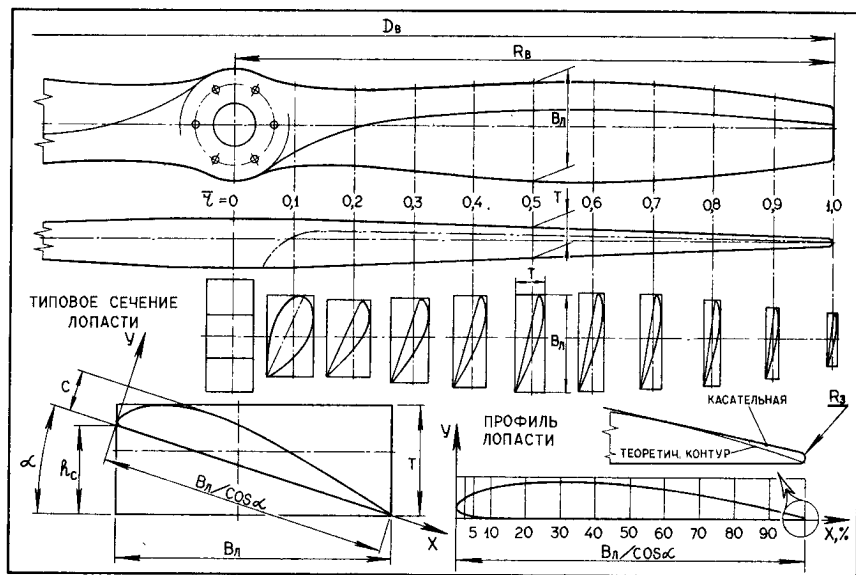


Рис. 150. Пояснения к построению теоретического чертежа воздушного винта; R_c — практический радиус задней кромки воздушного винта, равен 0,8—1,5% местной хорды лопасти (на схеме показан профиль лопасти 10-процентной относительной толщины), α — угол установки профиля лопасти в сечении; c — абсолютная толщина профиля лопасти в сечении; T — высота заготовки

Здесь $\bar{c}$ — максимальная относительная толщина лопасти в сечении, получаемая из графика на рис. 148, B — диаметр современного деревянного винта она обычно составляет 6—8% на конце лопасти. У комля профиль обычно произвольным образом переводится в толстый симметричный, переходящий в ступицу винта. $\bar{y}_{10}$ — относительные координаты У 10-процентного профиля из нашей таблицы. $\bar{y}_{10}$ и $\bar{c}$ в формулу подставляются в процентах. α — угол установки профиля лопасти в сечении.

Угол установки профиля в каждом рассматриваемом сечении определяется из условия, что шаг винта в любом сечении должен быть постоянным. Это правило когда-то вывел Н. Е. Жуковский, испытал на знаменитых винтах НЕЖ, и до сих пор ему следуют конструкторы винтов, хотя несколько позже академик Б. Н. Юрьев доказал, что вовсе не обязательно шагу винта сохранять постоянство во всех сечениях. Но все-таки, следуя Жуковскому, определим угол установки профиля в каждом сечении по формуле

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{H_s}{\pi \cdot \bar{r} \cdot D_s}.$$

При построении сечения лопасти может пригодиться и линейный параметр h_c , определяемый по формуле

$$h_c = \frac{H_s \cdot B_s}{\pi \cdot \bar{r} \cdot D_s}.$$

Построив сечения лопасти, можно вычертить боковую проекцию заготовки винта. Она может иметь произвольную форму, но вполне определенную высоту в каждом сечении. Пример такого построения иллюстрирует рис. 150.

Итак, чертежи винта готовы. По номограмме на рис. 151 можно приблизительно определить статическую тягу, то есть тягу на месте. Когда самолет будет готов, эту тягу можно проверить, привязав к хвосту самолета обычный динамометр. Сложнее обстоит дело с определением тяги винта на какой-либо скорости полета. Такой расчет чрезвычайно сложен, его точность крайне низка, а проверить результат в полете невозможно.

Определяя параметры винта, следует помнить, что тяга винта при росте скорости падает. При этом чем больше диаметр винта и ниже его обороты, тем круче падение. Статическая тяга винта большого диаметра обычно гораздо выше, чем у маленького. Примерный характер падения тяги по скорости у воздушных винтов разного диаметра показан на рис. 148, Б.

Следовательно, для скоростного самолета нужен высокооборотный винт малого диаметра, для

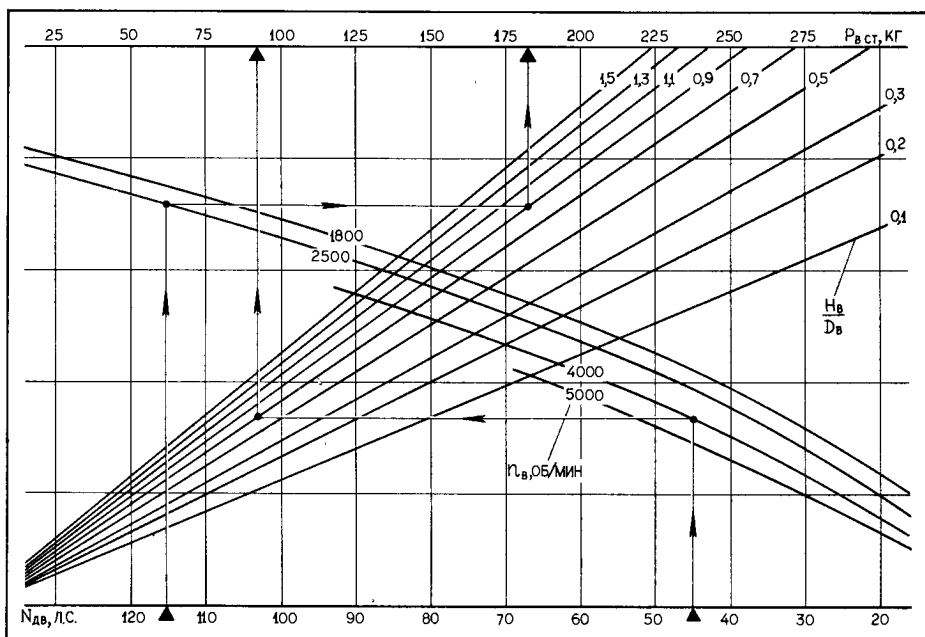


Рис. 151. Номограмма для определения статической тяги винта

тихоходного — большой винт малых оборотов. Как правило, любительские самолеты не достигают таких скоростей, когда становятся выгодными высокооборотные винты. Поэтому при использовании высокооборотного двухтактного мотора есть смысл установить понижающий редуктор.

Подбор винта к любительскому самолету осуществляется по следующей методике. Вначале, исходя из допустимых зазоров концов лопастей от конструкции, потребного клиренса, посадочного угла и тому подобного, по компоновочной схеме выбирается максимально возможный диаметр винта. Затем по номограмме на рис. 149 или по формуле

$$n_a = \frac{10^4}{D_v^2} \sqrt{\frac{N_{дв}}{v_{max}}}$$

определяем потребные обороты винта. Сравнив их с характеристикой мотора, определяем необходимую степень редукции оборотов. Редуктор может быть как шестеренчатым (оригинальный вариант такого редуктора показан на рис. 147, Б), так и многоручьевым клиноремным, получившим в последнее время широкое распространение на мотодельтапланах и ультралегких самолетах. В качестве примера на рис. 152 показан клиноремный редуктор силовой установ-

ки мотодельтаплана с двигателем РМЗ-640, а на рис. 153 показана еще более оригинальная силовая установка с двумя двигателями и двумя независимыми соосными винтами, вращающимися в разные стороны. Каждый винт приводится в движение от своего двигателя через клиноремный редуктор.

Предложенная методика расчета и подбора воздушных винтов во многом отличается от общепринятых, основанных на характеристиках серий винтов, испытанных в аэродинамических трубах. Разумеется, подбор винта по результатам аэродинамических экспериментов — самый точный и правильный. Однако далеко не всегда можно воспользоваться результатами таких продувок, да и наша наука много десятилетий не занималась воздушными винтами для легкой авиации и иного подходящего любителям предложить не может.

В то же время упрощенные методики, подобные описанной, используются любителями в нашей стране и за границей и, как показывает опыт, позволяют получить винт, мало уступающий «идеальному», выбранному по аэродинамическим продувкам или рассчитанному на ЭВМ. При этом напомним, что успех в подборе винта фиксированного шага во многом зависит от правильного выбора расчетной скорости.

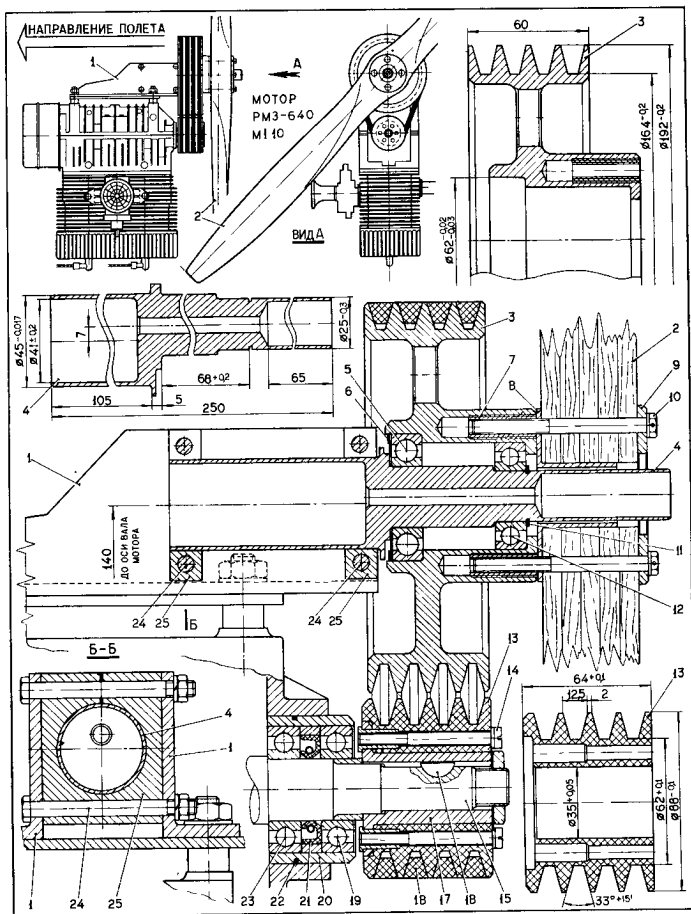


Рис. 152. Клиноременный редуктор. Разработан студентом МАИ А. Русаком для двухместного мотордвигателя с мотором РМЗ-640. С редуктором используется воздушный винт диаметром 1,4—1,6 м. Статическая тяга винта около 120 кг.

1 — кронштейны для установки редуктора; 2 — воздушный винт; 3 — ледовый шкив, изготовлен из алюминиевого сплава АК-6; 4 — ось винта — эксцентриковый вал, при вращении вала в опорах 25 осуществляется натяжение ремней. В натянутом состоянии ремни и вал фиксируются затяжкой болтов 24; 5 — подшипник 36206; 6 — пылезащитное кольцо; 7 — резьбовые пробки (сталь 30Х13А); 8 — втулка; 9 — опорная шайба; 10 — болты М8 (4 шт); 11 — стопорное кольцо; 12 — подшипник 60206; 13 — клиновидный воздушный шкив; 14 — болты М6 (6 шт); 15 — концевой вал двигателя; 16 — шпонка; 17 — переходник; 18 — клиновые ремни привода гидронасоса от автобуса «Икарус»; 19 — подшипник 60206; 20 — втулка, запрессованная в картер двигателя; 21 — сальник; 22 — кольцо резиновое уплотнительное; 23 — подшипник 206; 24 — болты М8 (4 шт); 25 — разжимные опоры.

Перейдем к конструкции воздушных винтов. В качестве примера предлагаем конструкцию современного деревянного винта фиксированного шага, разработанного западногерманской фирмой «Хоффман». Фирма выпускает их на заказ в большом количестве для любого самолета, для любого двигателя.

Как показано на рис. 154, заготовку такого винта выполняют переклейкой из брусков сечением 60×20 мм. Для склейки используют эпоксидные смолы. Обычно для изготовления винтов применяют достаточно твердые и тяжелые породы древесины. А «Хоффман» предпочитает легкую сосну. По сути дела, древесина выполняет роль жесткого легкого заполнителя, а прочность достигается последующей оклейкой готового винта двумя слоями тонкой стеклоткани на эпоксидном связующем. Чтобы ступица винта не проминалась при затяжке болтов, она имеет достаточно большой диаметр. Конструкция ступицы и установка фирменного винта показаны на рисунке.

«Секрет» этого винта заключается в окантовке передней кромки. Обычно переднюю кромку окантовывают латунными пластинками для предотвращения преждевременного выхода винта из строя. Однако, если окантовка, как это принято, клепаются к лопастям заклепками, ресурс винта оказывается невысоким. «Хоффман» (см. рис. 154) припаивает окантовку к металлической сетке, которая затем наклеивается на лопасть. Оклеивка же стеклотканью выполняется после наклейки окантовки передней кромки. По стеклоткани винт шпаклюется, вышкуривается, окрашивается. В результате получается поверхность очень высокого качества. Для подсчета массы таких винтов можно воспользоваться графиком на рис. 148, Г.

Итак, винт готов, взвешен, отбалансирован, установлен на самолет. Мотор работает, но не долает оборотов. При исправном двигателе это означает, что винт «тяжел» для нулевой скорости. Он раскрутится до максимума на той скорости, которая является для него расчетной. Гораздо хуже, если на максимальном газе мотор стремится выйти на обороты выше допустимых. В таком случае перед полетом надо заменить винт на более «тяжелый», то есть с большим шагом.

Остановимся на случаях применения винта в кольце. Большинство начинающих любителей связывают с установкой винта в профилированное кольцо надежды на существенное повышение КПД, тяги, уменьшение диаметра. На рис. 155 показаны примеры самолетов с воздушным винтом в кольце. Однако если внимательно изучить теорию воздушного винта, то можно сделать вывод, что тяга винта в кольце мало отличается от тяги обычного винта такого же диаметра. Причем, как показали экспериментальные исследования, выполненные в ЦАГИ, на некоторых режимах полета аэродинамическое сопротивление самого кольца даже превышает выигрыш в тяге. Только на больших скоростях винт, а фактически вентилятор в кольце, может оказаться выгодным. Поэтому в практике легкомоторной авиации винты в кольце практически не применяются.

Можно привести такой пример — на СЛИА-87 лучшим «хульгалайтом» был признан «Птенец»

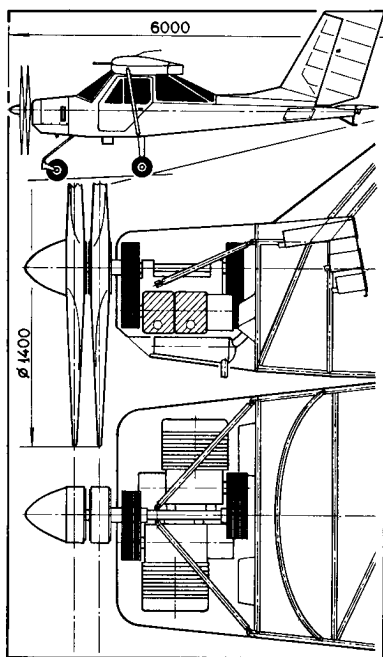


рис. 153. Проект оригинальной двухдвигательной (два РМЗ-640) силовой установки с соосными винтами и соосными валами винтов. В 1988 г. этот проект был представлен на конкурсе самолетов первоначального обучения Сергеем Гура из Краснодарского края

В. Хрибкова из Кумертау, оснащенный лодочным мотором «Привет-22». Для воздушного винта автор изготовил изящное профилированное кольцо из пенопласта и стеклоткани. По замерам, выполненным на слете технической комиссией, установка кольца повысила тягу с 48 до 58 кг. Однако легчик-испытатель, выполнявший облет аппарата с кольцом и без кольца, не заметил какой-либо разницы в летных характеристиках «Птенца». Очевидно, масса и дополнительное лобовое сопротивление кольца «съели» добавочную тягу.

Системы двигателя. Важнейшей из них является топливная. Практика эксплуатации легкомоторных самолетов выработала некоторые требования к топливным системам, назовем основные из них.

Запас топлива на самолете должен быть таким, чтобы мотор смог проработать не менее получаса на максимальном продолжительном режиме. В топливной системе обязательно надо установить фильтр на выходе топлива из бака. Лучше, если система будет иметь два фильтра. Один — грубой очистки — надо установить на выходе из

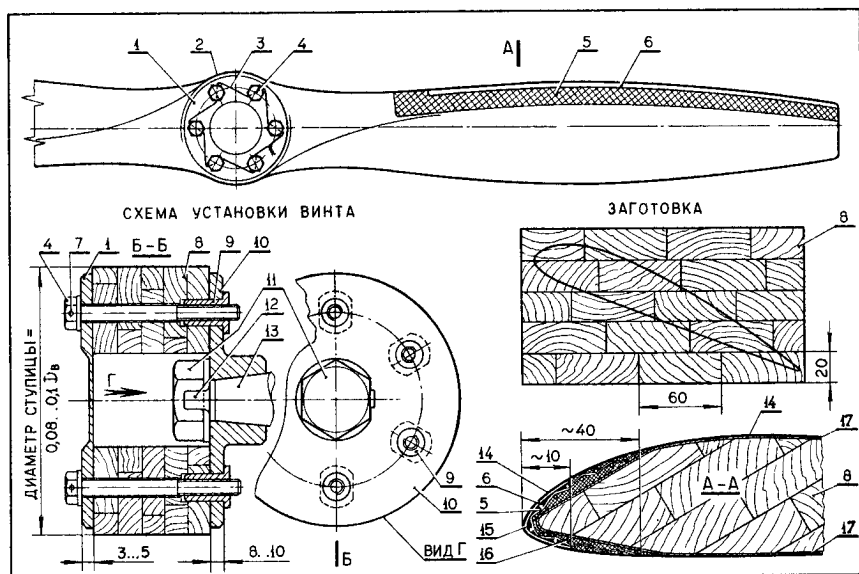


Рис. 154. Конструкция воздушного винта фирмы «Хоффман»:

1 — стальная шпоровая шайба, 2 — ступица винта, 3 — проволоочная контровка болтов, 4 — болты крепления винта, 5 — латунная сетка, 6 — латунная окантовка, 7 — отверстие для проволоочной контровки, 8 — переделка из основных брусков, 9 — стальная резбовая втулка запрессовываемая во фланец винта, 10 — фланец винта, 11 — болт крепления фланца на валу двигателя, 12 — створная шайба с отгибным усом, фиксирующаяся на валу двигателя, 13 — вал двигателя, 14 — лакокрасочное покрытие и шпаклевка (эпоксидная), 15 — припой, 16 — эпоксидная смола, 17 — стеклоткань (2 слоя)

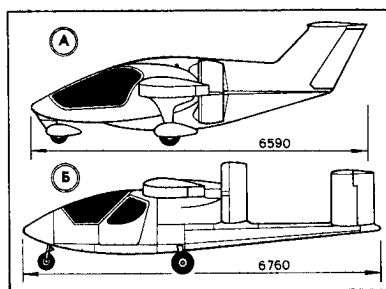


Рис. 155. Примеры использования винта в кольце на легких самолетах:

А — самолет «Файнайлэр» (ФРГ).

Б — проект легкого учебного самолета (Англия)

топливного бака, второй — тонкой очистки — располагается на входе в карбюратор двигателя. Кстати, поплавковые карбюраторы на самолетах применять не рекомендуется.

Топливная система обязательно должна иметь пожарный кран, отсекающий подачу топлива в аварийной обстановке. Рукоятка управления краном, как правило, размещается под левой рукой летчика, а сам кран лучше устанавливать перед противопожарной перегородкой, в пожаробезопасной зоне.

Система обязательно должна иметь устройство, позволяющее в полете контролировать уровень топлива. Указатель можно расположить и на приборной доске, и за пределами кабины, но так, чтобы его видел летчик в полете. На зарубежных легких самолетах указатель часто представляет собой обычную водомерную трубку из пластика. Хорошо, если вам удастся предусмотреть сигнализацию аварийного остатка топлива.

Бензобак надо оборудовать системой дренажа. Дренажная трубка обычно выводится к заливной горловине бака, а свободный конец — «на улицу», как можно дальше от кабины летчика, чтобы в нее не попадали пары бензина.

Бензобаки могут иметь любую конструкцию — металлическую, сварную или клепаную, стеклопластиковую, фанерную, пенопластовую и так далее. Перед установкой баки тщательно проверяются на прочность избыточным давлением воз-

духа 0,1 кг/см² и на герметичность — избыточным давлением 0,05 кг/см² в течение нескольких часов. Старайтесь не устанавливать баки в зоне повышенных вибраций, все трубопроводы надо надежно прибортовать к конструкции.

Если самолет предназначен для выполнения фигур высшего пилотажа, в бензосистеме предусматривается расходный отсек или расходный бак, в который топливо могло бы поступать в нормальном полете и не могло вытекать в перевернутом. Объемы такого расходного отсека должны хватать на 5—6 мин работы мотора на максимальном режиме, иначе мотор можетглохнуть при выполнении современных пилотажных комплексов. Такие явления имели место на некоторых пилотажных самолетах в ходе подготовки к чемпионату мира 1984 г. по высшему пилотажу. В его программу была включена очень сложная связка обратных фигур, следовавших одна за другой без перерыва.

На Су-26 на тренировках мотор глох на последней фигуре из этой «обратной связки». В то же время пилоты, выступавшие на Як-55, благополучно завершали фигуру. Как выяснилось, особенности топливной системы Як-55, а именно взаимное расположение баков, позволяло расходному баку пополняться не только в прямом полете, но и на восходящих вертикалях. А на Су-26 на этом режиме расходный бак отключался, в результате топлива не хватало на всю «обратную связку». Хотя четырехтактный М-14П вновь легко запускался в воздухе на авторотации винта, останки двигателя на Су-26 доставили немало хлопот. Впоследствии топливная система этого самолета была доработана.

Если на самолете установлен четырехтактный мотор с раздельной смазкой, потребуется масло-система. Как показывает опыт, это самая капризная и очень сложная в доводке система. Порой самое незначительное изменение проходного сечения трубопроводов и даже изменение взаимного расположения агрегатов может вызвать серьезные трудности. Например, когда-то переосдуфленного бака на Су-26 привел к повышенному выбросу масла в полете через дренаж. Поэтому не стоит изобретать новые масляные системы, а лучше использовать те, что уже опробованы на самолетах с двигателями, подобных вашему.

Конструкция электрических систем, моторам, капотов и управления двигателем на любительских самолетах обычно очень проста и затрудиений у самостоятельных конструкторов, как правило, не вызывает. Сделаем в связи с этим лишь несколько замечаний.

Электросистема двигателя обязательно должна иметь выключатель зажигания. Он обычно располагается под левой рукой пилота. Батарейные системы зажигания на самолетах лучше не использовать, большую надежность обеспечивает магнето. Более того, на авиационных двигателях используются два магнето, дублирующих друг друга, а в каждом цилиндре устанавливаются две свечи, работающие одновременно от разных магнето.

Запуск двигателя осуществляется различными

приспособлениями: механическими, электрическими, пневматическими. Не рекомендуется запускать двигатель, проворачивая винт рукой. История авиации знает немало примеров, когда подобный способ запуска приводил к серьезным травмам. Желательно, чтобы на вашем аппарате был предусмотрен запуск мотора в воздухе — для всех «настоящих» самолетов это требование является обязательным.

Выхлопные газы двигателя с помощью патрубков надо отвести так, чтобы исключить возможность их попадания в кабину. На лучших любительских самолетах на выхлопные патрубки устанавливают глушители, так как высокочастотный шум, характерный для двухтактных моторов, утомляет пилота и мешает окружающим.

При проектировании капота особое внимание уделите организации охлаждения двигателя. На пути воздуха под капотом обычно устанавливают дефлекторы — специальные щитки, направляющие поток только на головки цилиндров мотора. В этом случае эффективность охлаждения существенно повышается, а внутреннее аэродинамическое сопротивление капота может даже снизиться. Если вы строите аппарат, способный летать в зимнее время, и его конструктивные особенности могут вызвать переохлаждение двигателя в полете, необходима регулировка подачи охлаждающего воздуха. Лучше, если она будет осуществляться заслонкой на выходе охлаждающего воздуха из-под капота. Двигатели воздушного охлаждения с толкающим винтом плохо обдуваются и в полете, и особенно на земле, поэтому склоны к перегреву. Опытные конструкторы-любители на такие двигатели обычно устанавливают вентиляторы для принудительного охлаждения. Контроль температуры головок цилиндров необходим на любом самолете, за исключением, может быть, «ультралайтов» с малошумными моторами, хотя и на них перегрев или переохлаждение мотора нежелательны.

Управление мотором должно быть достаточно жестким. Сектор газа — это такой же орган управления самолетом, как ручка или педали. На секторе надо установить зажимной винт или иное устройство, позволяющее зафиксировать управление двигателем в полете. Проводка управления двигателем может быть самой разной: жесткой, тросовой, с использованием гибких тяг в трубчатой оболочке, как на Як-50, Су-26 и других спортивных самолетах. Учтите только одно: при обрыве тяги управление дроссельной заслонкой должно фиксироваться и мотор должен сохранять тот режим, на котором работал до обрыва.

В заключение несколько слов об испытаниях силовой установки. Перед первым полетом она должна достаточно поработать на земле. Мотор надо «гонять» до тех пор, пока не появится полная уверенность в его надежной работе. При этом необходим тщательный контроль температуры головок цилиндров, оборотов, расхода топлива.

Топливная система также нуждается в тщательной проверке. Для ее испытания обычно

выполняют так называемую «прокачку». При этом топливный шланг отсоединяется от карбюратора и подключается к насосу, имитирующему расход топлива, в 1,5—2 раза превышающий максимальный расход двигателя. «Прокачка» выполняется несколько раз в различных положениях самолета (с креном влево и вправо, на нос, на хвост и так далее). Разумеется, никаких перерывов в подаче топлива не должно быть. «Прокачка» выполняется на том же бензине, на котором будет работать мотор. Одновременно она служит для промывки баков и всей системы в целом. Еще одна цель прокачки — определить невырабатываемый остаток топлива. Он является разностью между тем, что в бак заправили и что откачали.

После наземных проверок и отладок обычно внимательно осматривают все системы, разбираются в причинах течей, если они появились, и в других дефектах. Особое внимание уделяется контровке гаек и прочего крепежа. Напомним, что во всех системах силовой установки контровка должна выполняться только с помощью шплинтов или проволоки.

Итак, все проверено и осмотрено, замечаний нет. Самолет готов к полету. Закройте капот, заправьте бак. Не забывайте это делать перед каждым полетом. Обязателен осмотр силовой установки перед началом каждого летного дня. Внимательно следите за любыми, даже самыми, незначительными изменениями в работе мотора, тогда он никогда не подведет.

СЕРДЦЕ САМОЛЕТА

Надежную силовую установку по праву считают сердцем самолета. От ее выбора зависит успех всей вашей работы. Можно выделить три компонента силовой установки, от которых в равной степени зависят надежность и безопасность аппарата: двигатель, движитель (воздушный винт) и системы, в том числе топливная, масляная, электрическая и другие. Остановимся подробнее на каждом из этих компонентов.

Двигатель. К сожалению, специальных моторов для любителей отечественная промышленность пока не выпускает, но изобретательность самоделщиков может решить любую проблему. Рассмотрим основные варианты моторов, используемых на летательных аппаратах нашими конструкторами-любителями.

Первый и, пожалуй, самый надежный вариант — серийный авиационный мотор. Отметим полноту, что во многих странах, в том числе в США, использование на любительских аппаратах каких-либо других моторов, кроме специальных серийных авиационных, вообще запрещено. В США авиационный мотор можно купить в магазине, а где взять такой двигатель нашему самоделщику?

Наибольшее распространение у нас получил мотор «Вальтер-Минор-4», использовавшийся на чехо-словацких самолетах, ранее поставляемых в СССР. Самолетов уже нет, но моторов осталось еще много. Разными путями они попадают к конструкторам-любителям. Их ставят на самоделные аэросани, глассеры и, конечно, на самолеты.

Надо отметить, что «вальтеры», даже снятые со списанных самолетов, при хорошем уходе и грамотной эксплуатации могут надежно работать достаточно долго. Мотор «Вальтер-Минор-4» мощностью 140 л. с. весит 100 кг. Он имеет четыре перевернутых цилиндра, расположенных в ряд. Такие моторы использованы на любительских самолетах «Дельфин», «Тройка» и многих других.

Часто любители дорабатывают «вальтеры», несколько снижая степень сжатия. За счет этого немного уменьшается мощность. Зато такой мотор может прекрасно работать на низкооктановых автомобильных бензинах. Иногда любители применяют и более мощные модели чехо-словацких рядных перевернутых моторов. Идут в дело, например, шестицилиндровые «Вальтер-

Минор-6» и другие. Такой мотор мощностью 210 л. с. использовался на самолете ХАИ-36, построенном в Харьковском авиационном институте.

Наиболее опытные любители уже проектируют и строят самолеты под общинный советский звездобразный двигатель М-14П мощностью 360 л. с., применяемый на Як-50, Як-52, Як-18Т, Су-26, Як-55. Он является единственным в нашей стране серийным авиационным поршневым двигателем, его вес — 214 кг. Конечно, самолет под такой мотор получается достаточно сложным и доступен далеко не каждому любителю. К сожалению, авиационных моторов меньшей мощности в нашей стране нет.

Иногда у любителей, объединенных, например, в студенческие конструкторские бюро, появляется возможность приобрести зарубежные двигатели. Так, на самолете «Эльф», построенном в МАИ, установлен американский двухтактный мотор «Нельсон» мощностью 48 л. с. За рубежом в последние годы в больших количествах выпускаются двухтактные авиационные моторы и меньшей мощности. Они предназначены для мотодельтапланов и ультралегких самолетов. Эти моторы отличаются большим разнообразием типов и конструкций.

Конечно, импортные двигатели для нашей страны не характерны. Но все же они иногда используются любителями. Однако тем, кто не имеет возможности поставить на свою конструкцию австрийский «Ротакс», унывать не стоит: на него очень похож мотор РМЗ-640. Он выпускается в нашей стране для снегохода «Бурани». Этот мотор является единственным, который практически без переделок любители используют на своих летательных аппаратах, например на самолетах «Кристалл» и А-11М2.

Наибольшее распространение на советских любительских самолетах все же получили всевозможные модернизации одно- и двухцилиндровых мотоциклетных двигателей как отечественных, так и зарубежных. На СЛА-84 техническая комиссия, например, отметила силовую установку самолета А-11М, состоящую из одноцилиндрового двигателя от чехо-словацкого мотоцикла «Чезет» мощностью 42 л. с. Двигатель был снабжен понижающим редуктором, обороты воздушного винта составляли 2650 об/мин. Но такие недостатки одноцилиндрового мотора, как

РАБОЧЕЕ МЕСТО ЛЕТЧИКА

Разговор о кабине вашего самолета начнем с рассказа о слете самодельных конструкторов, состоявшемся в 1985 г. Начались летные испытания аппаратов. В один из дней настал черед и для гидросамолетов, которым была выделена живописная бухта на Киевском море. После короткого разбега могучий 210-сильный «вальтер» оторвал от водной гладь ХАИ-36 — летающую копию исторического гидросамолета М-9 Д. П. Грингоровича. Покружив над водохранилищем, гидроплан пошел на посадку. И вдруг, коснувшись водной поверхности, он сильно накренился на нос и на глазах у всех стал быстро тонуть. Через шесть секунд на поверхности появился один летчик. Второй вынырнул через полминуты. Что же произошло с ним? Оказалось, что пилота под водой задержал замок привязных ремней. Он с трудом открылся в экстремальной ситуации.

Этот пример дает наглядное представление о главном требовании к кабине, привязным ремням и всему, что с ними связано: элементы конструкции и вся компоновка кабины в целом должны обеспечивать не только оптимальные условия работы, но и возможность быстро покинуть самолет в аварийной ситуации на воде, на земле, в воздухе.

Кабина должна быть достаточно просторной, в ней нельзя размещать предметы, за которые можно зацепиться, удариться, которые могут поранить летчика.

Компоновки кабин легких самолетов, показанные на рис. 156, разработаны с учетом самых жестких требований и уже прошли практическую проверку. Советуем внимательно изучить их геометрические пропорции. Часто начинающие конструкторы стараются «ужать» кабину, наивно полагая, что, сократив слегка модель самолета, можно повысить его летные характеристики, улучшить внешний вид. Но на практике летные характеристики не меняются, а кабина получается тесной, неудобной, пилоту в ней трудно разместиться, еще труднее покинуть ее в аварийной ситуации.

Чтобы этого не случилось, размеры проема кабины должны быть не менее 650×650 мм. Если на самолете установлена боковая дверь, ее минимальный размер в свету — 750×850 мм. И уж конечно двери и фонарь, если таковой имеется, должны легко сбрасываться в аварийной

обстановке и на земле, и в воздухе. Причем откат створок фонарей нежелателен, так как в аварийной ситуации фюзеляж может деформироваться и фонарь заклинит. Если створки фонаря сбрасываются в воздухе для аварийного покидания, их траектория после отделения должна быть такой, чтобы исключалась возможность травмирования летчика.

Сброс фонаря или его аварийное открытие должны осуществляться одним движением одной рукоятки, расположенной под левой рукой на борту фюзеляжа, а не на фонаре. Рукоятку аварийного сброса, как правило, окрашивают в красный цвет. После открытия замков фонарь можно оттолкнуть правой рукой.

Необходимо предусмотреть размещение спасательного парашюта, даже если его пока нет и вы собираетесь «регулярные» полеты совершать без парашюта. Он может потребоваться при выполнении испытательных и других особо сложных полетов. Напомним, что наиболее подходящими из отечественных являются наспинный планерный парашют ПЛП-60 или С-4, размещаемый в чашке сиденья летчика. Пример компоновки кабины легкого самолета Су-26 с креслом под наспинный спасательный парашют ПЛП-60 показан на рис. 157.

Надо твердо усвоить следующее правило: каждый, кто полетит на вашем самолете, должен, на земле пройти тренировку в аварийном покидании кабины с парашютом. При проектировании внимательно продумайте и рассмотрите все способы аварийного покидания аппарата в воздухе и на земле. При этом самолет должен компоноваться так, чтобы после отделения исключить столкновение пилота с элементами конструкции, особенно с воздушным винтом, стабилизатором, подкосами крыла.

Как показывает практика полетов на любительских аппаратах, аварийная ситуация довольно часто возникает во время посадки, особенно если она заканчивается «крепким» ударом о землю. В этом случае разрушение конструкции частично поглощает энергию удара. Именно поэтому опытные летчики стараются перед ударом создать большое скольжение, выставив вперед крыло, которое, разрушаясь, гасит удар. Однако, продумывая конструкцию кабины, позаботьтесь о том, чтобы при ударе она не только не разрушалась, но даже и не деформировалась.

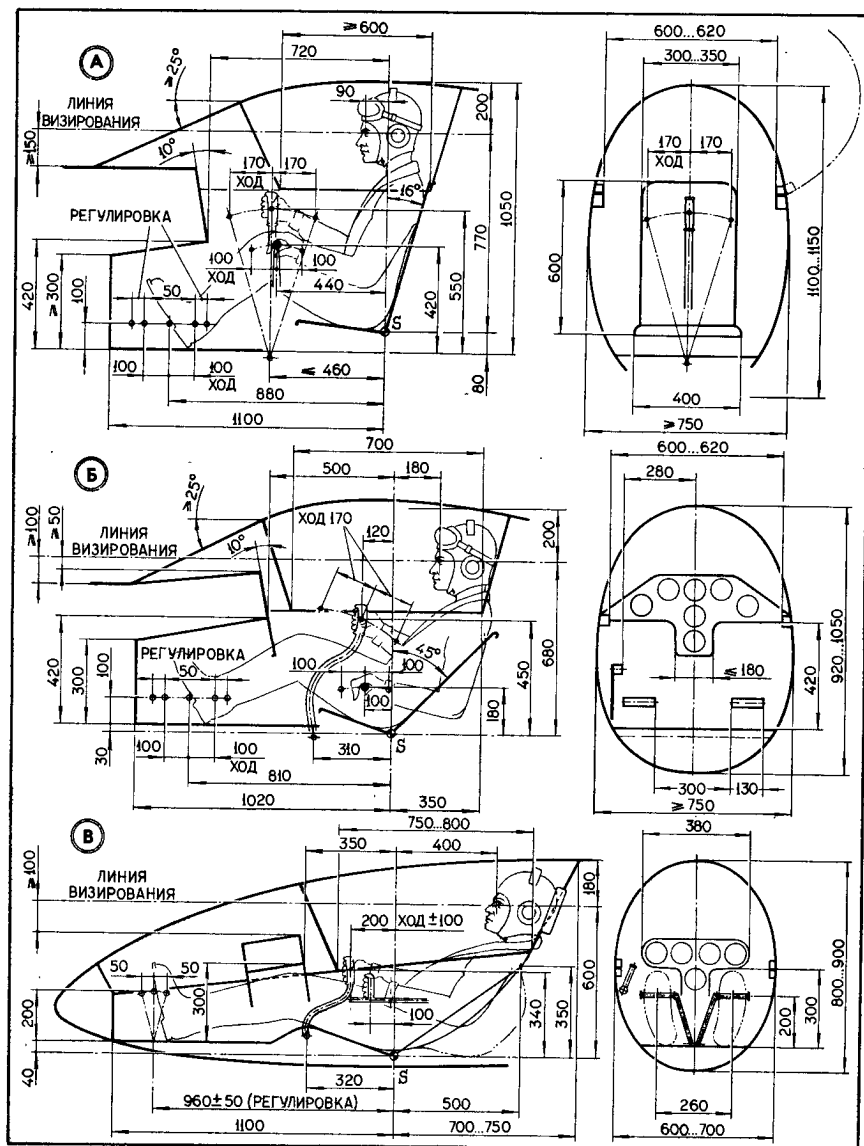


Рис. 158. Схемы различных вариантов компоновки одноместной кабины любительского самолета:

А — кабина с креслом, имеющим «стандартный» наклон спинки 16° ;

Б — кабина с наклоном спинки кресла 45° ;

В — кабина современного планера

На сельскохозяйственных самолетах, например, требуется, чтобы конструкция кабины выдерживала 25-кратную перегрузку. Такие самолеты, как известно, летают низко, поэтому столкновения с препятствиями на земле наиболее вероятны. Любительские самолеты эксплуатируются в похожих условиях. Конечно, никто не требует, чтобы и на любительском самолете кабина выдерживала столь высокую перегрузку. Но речь идет о безопасности человека и, возможно, «мошняя» кабина окажется не столь тяжелой, как это кажется на первый взгляд.

При возможном ударе летчик должен быть надежно зафиксирован в кресле, привязная система которого (это требование обязательно для всех легких самолетов) рассчитывается на перегрузку не менее 9, действующую вдоль продольной оси самолета. Кресло и конструкция без разрушения должны воспринимать вертикальную перегрузку не менее ± 9 и боковую не менее 2,5. Привязные ремни надо крепить не к чашке кресла, а к силовым элементам конструкции фюзеляжа. Любительский самолет обязательно должен быть оборудован поясным и плечевыми ремнями. Если машина предназначена для выполнения фигур высшего пилотажа, необходим еще и центральный привязной ремень, как на спортивно-пилотажных Як-55 или Су-26.

На каждом привязном ремне надо предусмотреть регулировку под рост летчика. Регулировка может осуществляться ступенчато, за счет перестановки штыря в люверсах, вклепанных в привязные ремни. Такая система использовалась почти на всех наших самолетах 30-х годов, на советских истребителях времен войны и на современном спортивно-пилотажном Су-26. При этом привязная система и замок получаются очень простыми, надежными и безотказными. Замок типа Су-26 быстро открывается одним движением руки, надежно фиксируется в полете.

Несколько иная система используется на чехо- словацких самолетах и планерах, например на «бланике». Замок, согнутый из толстой стальной проволоки, прост и надежен и с успехом может быть использован любителями.

Даже если строящийся самолет не рассчитан на выполнение фигур высшего пилотажа, его привязная система должна выдерживать отрицательные перегрузки не менее 3. Любый самолет, в том числе и с носовой стойкой шасси, может скапотировать, то есть перевернуться вверх колесами на посадке. Требования обеспечения безопасности при калотировании включены во все нормы летной годности легких самолетов. При этом считается, что самолет, перевернувшись, «ложится на спину» с перегрузкой 3. Киль и любые другие элементы при этом могут частично разрушиться, но так, чтобы самолет не дежал «на голове» у летчика. Обычно, если конструкция при калотировании не обеспечивает защиты пилота, становится необходимой противопожарная дужка. Функционально при необходимости ее можно совместить с переплетами фонаря, забаканным гаргротом и так далее.

Проектируя машину, нужно позаботиться и о том, чтобы при возможных ударах и разрушении

самолета топливо не попадало бы на двигатель и летчика. Не советуем размещать бензобаки в кабине, хотя понимаем, что на очень маленьких самолетах зачастую другого места для бака нет. Независимо от того, есть в кабине топливо или нет, она должна быть надежно отделена от двигателя противопожарной перегородкой.

Перегородка может быть изготовлена из стали, титана, дюрала. Оригинальную конструкцию противопожарной перегородки предложили создатели хронштадтского «Дельфина». Между двумя листами дюрала толщиной 0,5 мм каждый они вклепали лист асбеста. Противопожарная перегородка должна быть по возможности герметичной, чтобы выхлопные газы из под капота не проникали в кабину.

Если кабина закрыта колпаком, конструктору следует позаботиться о хорошей вентиляции. При этом заборный воздух не должен попадать прямо в лицо летчика, лучше «пустить» его по лобовому стеклу. Такая вентиляция обеспечит достаточно комфортные условия летим и предохранит стекла от обмерзания зимой.

Помимо размещения самого летчика и обеспечения его безопасности на кабину возлагается еще и функция размещения оборудования, необходимого летчику в полете. На любительском самолете такого оборудования, как правило, не много, и все оно размещается на приборной доске. В обязательном порядке должны быть установлены: указатель скорости, высотомер, указатель температуры головки цилиндра двигателя, указатель уровня топлива или топливоммер (можно разместить и за пределами кабины на топливном баке, но обязательно в зоне видимости летчика), тахометр двигателя (установка на легких двухтактных моторах не обязательна). Примерный вид такой приборной доски показан на рис. 158.

Если на самолете используется четырехтактный мотор, необходимы индикаторы температуры масла, индикаторы давления топлива и масла. Давление топлива полезно знать и при использовании двухтактных моторов с насосной подачей топлива. На более сложных самолетах с мощными моторами нужно знать также температуру воздуха на входе в карбюратор, чтобы предотвратить возможное обледенение и отказ двигателя.

Поскольку полеты в сложных метеословиях требуют специальной летной подготовки, которую можно получить только в летном училище, в плохую погоду на любительском самолете летать не следует. Для полетов в простых метеословиях можно обойтись без авиагоризонта и вариометра. Лучше, если этих приборов не будет на приборной доске — они отвлекают внимание летчика. В любом случае на летательном аппарате полезная установка простейшего указателя скольжения — стеклянной трубки с плавающим шариком.

На пилотажном самолете для контроля действующих перегрузок необходим акселерометр. Пилоту всегда понадобятся часы с секундомером. Не обязательно размещать их на приборной доске, часто бывает достаточно обычных наручных часов на левой руке.

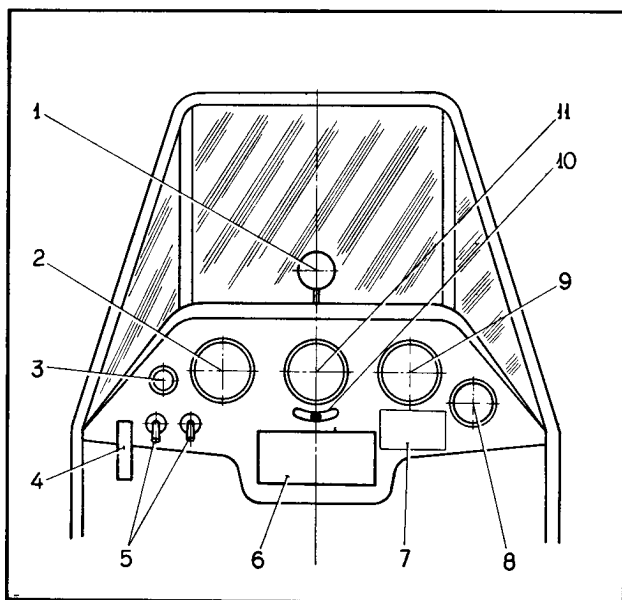


Рис. 158. Примерная компоновка приборной доски легкого одноместного одномоторного самолета с двухтактным двигателем:

1 — магнитный компас (КИ 13), 2 — высотомер (ВД-10), 3 — кнопка запуска двигателя, 4 — ручка пожарного крана, 5 — выключатель магнето, 6 — щиток управления радиостанцией, 7 — таблица с основными летными ограничениями (указаны скорость сваливания, максимальная скорость планирования, предельные эксплуатационные перегрузки), 8 — указатель температуры самого горячего цилиндра двигателя, 9 — указатель тахометра, 10 — указатель скольжения, 11 — указатель скорости (УС-150 или УС-250)

Все пилотажно-навигационные приборы принято размещать в левой части приборной доски, приборы контроля силовой установки — в правой. Если для перелетов используется магнитный компас, то для уменьшения девиации его лучше вынести с приборной доски, установив на немагнитном кронштейне над доской или на перелете фонаря.

Для манометрических приборов — указателя скорости, высотомера, вариметра — на самолете необходим приемник воздушного давления. Чаще всего любители используют стандартный приемник воздушного давления типа ПВД-6М. Обычно его устанавливают на крыле. При этом, если винт тянущий и расположен впереди ПВД, для уменьшения погрешностей прибор надо выносить вперед не менее чем на 0,5 м от передней кромки крыла и в сторону на 2—2,5 м от диска воздушного винта. Проводка от ПВД к приборам выполняется дюритовой, пластмассовой или металлической трубкой. Проводка должна быть абсолютно герметичной. Чтобы в приборы не попадала влага из ПВД, в самой нижней точке системы устанавливается отстойник. Вода из него черно-

дически удаляется. В негерметичных кабинах часто нет необходимости «тащить» к приборам от ПВД трубку со статическим давлением. Забор статического давления в кабине обеспечивает достаточную точность измерения высоты и скороподъемности. Стандартный ПВД-6М можно заменить самодельным — простейшую трубку, выведенную в поток и воспринимающую скоростной напор. В этом случае необходима тарировка системы ПВД по контрольному прибору или другим способом.

Приборы-индикаторы рекомендуем использовать только стандартные, без домашних доработок. Конечно, стандартные приборы имеют большие габариты и массу, зато надежны и долговечны. Все приборы-индикаторы должны иметь разметку допустимых и предельных режимов. Выполняют такую разметку краской на ободке прибора. Обычно зеленой краской выделяют зону нормальных режимов, например рабочий диапазон температур и давлений масла, головки цилиндра и так далее. Красной меткой выделяют скорость сваливания и максимальную скорость планирования, максимально допустимую эксплу-

атационную перегрузку на акселерометре. Желательно, чтобы эти критические режимы дополнительно были написаны на приборной доске.

Хорошо, если самолет будет оборудован УКВ-радиостанцией. Из авиационных радиостанций, выпускаемых в нашей стране, для модельщиков наиболее подходят «Зяблик» и «Бриз», устанавливаемые на спортивных самолетах и планерах. Их масса — 3—3,5 кг. Часто используются радиостанции любительской постройки, которые, как правило, гораздо меньше по габаритам и легче, требуют меньших затрат энергии, хотя и не соответствуют всем действующим ГОСТам. Как показывает опыт, наличие на борту радиостанции может предотвратить многие неприятности и даже аварии. При выполнении первых самостоятельных полетов она просто необходима.

Для питания некоторых приборов устанавливается простейшая электросистема автомобильного или мотоциклетного типа. Любой самоделщик без труда вычертит такую электросхему, особенно простой вид она будет иметь при отсутствии генератора. При этом надо помнить, что сечение проводов на любительском самолете следует выбирать из расчета плотности тока не более 3 А/мм². Электрожгуты нужно устанавливать

так, чтобы исключить попадание на них бензина, масла и воды. И даже при соблюдении этого условия провода должны иметь бензо-, масло- и влагоустойчивую изоляцию.

Крепление жгутов или отдельных проводов должно исключать возможность перетирания изоляции. В случае прохода проводов через стенки и шпангоуты в отверстия вставляют люверсы. Электропроводка на любительском самолете должна быть двухпроводная, использовать в качестве массы металлические элементы конструкции не стоит.

При установке на борту аккумуляторов предусмотрите меры, исключающие пролив электролита и попадание его на элементы конструкции. Конечно, в системе должны быть предохранители, защищающие электросистему от перегрузки и короткого замыкания. В случае подключения аппарата к внешним источникам питания продумайте меры, исключающие нарушение их полярности.

Следуя нашим советам, вы сможете сделать кабину самолета достаточно компактной, комфортной и вполне обеспечивающей вашу безопасность.

ВМЕСТО ПОСЛЕСЛОВИЯ

Итак, перевернута последняя страница. Вам судить, насколько нам удалось обобщить опыт практического проектирования легких самолетов конструкторами-любителями, легким ли процесс разработки, постройки, испытаний и доводки, рассказать о выводах, вынесенных из общения с создателями самодельных летательных аппаратов, ознакомления с их многочисленными письмами. Еще раз подчеркнем, что наши рекомендации не носят официального характера и, конечно, следовать нашим советам вовсе не обязательно. Каждый может избрать свой собственный путь в проектировании и постройке самолета.

Но если вы решили идти своей дорогой, постарайтесь очень четко обосновать: зачем это делаете, какова конечная цель, чего хотите добиться. Конечно, ваши аргументы будут интересны и для товарищей, принесут пользу последователям. Но прежде всего они необходимы самому конструктору. Поставьте перед собой как можно больше вопросов «зачем»? Зачем выбрана необычная схема? Зачем применены нетрадиционные материалы? Зачем использован нетрадиционный метод расчета?

Хорошо, если ваши доводы будут достаточно эмоциональными. Но еще лучше, если они будут подкреплены конкретными цифрами и расчетами. И если уж вы сумели самому себе ответить хотя бы на большую часть «зачем», твердо убеждены в своей правоте, тогда смело приступайте к постройке «самого оригинального» аппарата. Только осознанная цель и глубоко обдуманная программа могут привести к созданию интересной машины, позволяющей выйти на новые рубежи в авиационном творчестве.

В ходе повседневной работы постарайтесь время от времени обращаться к опыту ваших предшественников. В такие моменты поговорите с друзьями, выслушайте их мнение. Еще раз перечитайте эту книгу, посмотрите другую литературу, к которой неоднократно обращались авторы и многие конструкторы-любители. Многие из этих книг уже стали библиографической редкостью, но попробуйте найти их. Будем рады, если вы прочтете эти книги:

1. Астахов М. Ф. и др. Справочная книга по расчету самолета на прочность. М.: Оборонгиз, 1954.

Этот справочник в полной мере охватывает все вопросы расчета самолета на прочность.

2. Бадягин А. А. и др. Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978.

Книга содержит много сведений, которые могут быть использованы при проектировании, особенно хорошо изложены вопросы расчета весовых характеристик самолета.

3. Бадягин А. А. Сравнение легких самолетов с полдосным и свободносущим крылом // Изв. вузов. Авиационная техника. 1981, № 4. Оптимальный разбег самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 1985, № 4.

Эти две небольшие работы могут оказать большую помощь в выборе схемы и проектировании самолета.

4. Балонкин А. Теория полета летающих моделей. М.: ДОСААФ, 1962.

5. Гаевский О. К. Авиамоделирование. М.: ДОСААФ, 1964.

Просто и доступно изложены многие положения теории авиации и описаны технологические

приемы, одинаково применимые и при постройке моделей, и при создании любительских самолетов.

6. **Братухин И. П.** Проектирование и конструкция вертолетов. М.: Оборонгиз, 1955.

Тем, кто хочет построить вертолет, эта книга даст исчерпывающие ответы на вопросы проектирования винтокрылых аппаратов.

7. **Вуд К.** Проектирование самолетов. М.: Оборонгиз, 1940.

Это переводное издание — хороший учебник конструктора легких самолетов.

8. **Гиммельфарб А. Л.** Основы конструирования в самолетостроении. М.: Машиностроение, 1971.

Учебное пособие, написанное известным советским конструктором, ученым, преподавателем Московского авиационного института, необходимо каждому конструктору.

9. **Гончаренко В.** Техника и тактика парящих полетов. М.: ДОСААФ, 1974.

Книга содержит немало ценных советов для тех, кто строит планеры и летает на них.

10. **Горощенко Б. Т. и др.** Эскизное проектирование самолета. М.: Машиностроение, 1970.

В книге изложены основные принципы эскизного проектирования самолета.

11. **Григорьев В. Г., Вознесенский Е. В.** Основы проектирования кабины летчика. М.: Оборонгиз, 1959.

На многочисленных примерах советских истребителей и учебных самолетов 40-х годов в книге показаны принципы компоновки кабины легкого самолета.

12. **Джорданов А.** Ваши крылья. М.: Воениздат, 1939. Полеты в облаках. М.: Воениздат, 1940.

Простой и доступный учебник пилота легкомоторного самолета. Основные принципы летного обучения, изложенные в этом двухтомнике, не устарели до сих пор.

13. **Егер С. М. и др.** Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983.

Современный учебник по самолетостроению.

14. **Жабров А.** Элементарная теория полета самолета. М.: Редиздат ЦС Осоавиахима СССР, 1939.

15. **Кузьменко Д., Висленев Б.** Теория авиации. М.: Воениздат, 1939.

В книгах в популярной форме изложены основные положения теории самолета, содержится немало полезных сведений.

16. **Жабров А.** Почему и как летает планер? ГОНТИ НКТП, 1939.

Просто и популярно изложена теория полета планера.

17. **Кан С. Н., Свердлов Н. А.** Расчет самолета на прочность. М.: Машиностроение, 1966.

18. **Феофанов А. Ф.** Строительная механика авиационных конструкций. М.: Машиностроение, 1954.

19. **Стригунов В. М.** Расчет самолета на прочность. М.: Машиностроение, 1984.

Наиболее распространенные учебники по прочности самолета.

20. **Кравец А. С.** Характеристики авиационных профилей. М.: Оборонгиз, 1939.

Справочник, в котором приведены геометрические и аэродинамические характеристики крыльевых профилей, нашедших широкое применение на дозвуковых, в том числе и легкомоторных, самолетах.

21. **Кравец А. С.** Характеристики воздушных винтов. М.: Оборонгиз, 1941.

Наиболее простое и доступное пособие по расчету воздушных винтов.

22. **Юрьев Б. Н.** Избранные труды. М.: Изд-во АН СССР, 1961.

23. **Александров В. Л.** Воздушные винты. М.: Оборонгиз, 1951.

Эти книги можно рекомендовать тем, кто все-раз интересуется теорией воздушного винта.

24. **Ландышев Б. К.** Расчет и конструирование планера. М.: Оборонгиз, 1939.

25. **Двоеосов, Замятин, Сиежко.** Нагрузки, действующие на планер. М.: ДОСААФ, 1963.

Эти книги будут полезны не только конструкторам любительских планеров, но и создателям других летательных аппаратов.

26. **Мерзликин Е. В.** Радиоуправляемые модели планеров. М.: ДОСААФ, 1982.

Хотя эта книга предназначена для авиамodelистов, практически все изложенные в ней принципы и методы аэродинамического расчета вполне пригодны и для легкого самолета.

27. **Микеладзе В. Г., Титов В. М.** Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет. М.: Машиностроение, 1982.

В книге даны определения всех геометрических и аэродинамических терминов и обозначений, используемых в практике самолетостроения.

28. **Острославский И. В., Титов В. М.** Аэродинамика самолета. М.: Оборонгиз, 1957.

Учебник аэродинамики, хорошо известный студентам авиационных вузов.

29. **Острославский И. В., Стражева И. В.** Динамика полета. М.: Машиностроение, 1965.

Один из лучших в нашей стране учебников динамики полета самолета.

30. **Пашковский И. М.** Особенности устойчивости и управляемости скоростного самолета. М.: Воениздат, 1961.

Основные положения теории устойчивости и управляемости, применяемые к любому летательному аппарату, изложены в этой книге достаточно просто и понятно.

31. **Поликарпов Н. Н. и др.** Конструкция самолетов. М.: Оборонгиз, 1939.

Книга, по которой учились несколько поколений студентов авиационных вузов, может принести пользу и современным конструкторам-любителям.

32. **Пишинов В. С.** Аэродинамика самолета. М.: Оборонгиз, 1943.

Один из лучших учебников аэродинамики легкого маневренного самолета с поршневым двигателем.

33. **Пишинов В. С.** Из истории летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1968. Основные

этапы развития самолета. М.: Машиностроение, 1984.

В этих книгах на простых примерах разобраны многие сложные понятия аэродинамики, устойчивости и управляемости поршневого самолета.

34. **Самсонов П. Д.** Проектирование и конструкции гидросамолетов. М.: ОНТИ-НКТП-СССР, 1936.

Одна из немногих и, пожалуй, самая лучшая в нашей стране книга по проектированию гидросамолетов. Если вы хотите сделать машину, стартовую с воды, просто необходимо ознакомиться с этим изданием.

35. **Справочник** авиаконструктора: В 3 т.: Издание ЦАГИ, 1937—1939.

Содержит много полезных сведений по всем вопросам проектирования самолетов.

36. **Торенбик Э.** Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983.

Это переводное издание содержит много полезного для конструктора легкого любительского самолета.

37. **Шереметьев Б. Н.** Планеры. М.: ДОСААФ, 1959.

Книга полезна не только для тех, кто строит планер, в ней опубликовано множество подробнейших чертежей и описаний безмоторных конструкций.

38. **Шульженко М. Н., Мостовой А. С.** Курс конструкций самолетов. М.: Машиностроение,

1965. **Шульженко М. Н.** Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1971.

Это два издания основного вузовского учебника по конструкции самолетов. В них большое внимание уделено конструкциям, похожим на те, которые сейчас широко используются любителями.

39. **Яковлев С. А.** Спортивные самолеты. М.: ДОСААФ, 1981.

В книге подробно рассказано о самолетах, применяемых для авиационных соревнований у нас и за рубежом, подробно изложена история чемпионатов мира по высшему пилотажу.

40. **Антонов О. К.** Десять раз сначала. М.: Молодая гвардия, 1969.

Воспоминания Олега Константиновича Антонова вполне могут служить пособием по практическому планеризму.

Как видите, эти книги большей частью изданы довольно давно, некоторые не имеют прямого отношения к работам любителей. Поэтому к сведениям, полученным из этих трудов, надо относиться критически. Однако еще более критически стоит воспринимать все, что делаете сами. Главным критерием оценок должна быть безопасность. Любая идея хороша только в том случае, если она не таит в себе опасности для пилота самолета, для ваших товарищей, для окружающих. На этой мысли мы и закончим нашу книгу. Хочется верить, что она сможет послужить отправной точкой для ваших новых идей и разработок.

СОДЕРЖАНИЕ

Небо в ваших руках	3
С машиной один на один	9
Самолет на двоих	31
Планер или мотопланер?	50
Сюрпризы ультралегких	68
Акробаты неба	84
Не только высший пилотаж	104
Не ради оригинальности	114
Начнем с компоновки	133
Азбука прочности	153
Немного о конструкции	164
Сердце самолета	186
Рабочее место летчика	199
Вместо послесловия	204