

центральный аэро-гидродинамический
институт и московская планерная школа

а. липини

развитие, проектирование и конструкция планеров

перевод с английского
под редакцией и с дополнениями
инж.-мех. н. и. фадеева и
д. а. ромейко-гурко



онти нгги есер
государственное
авиационное и автотракторное
издательство
1 9 3 2

Редактор А. Жабров. Техн. редактор А. Любецкий. Выпускал Л. Аптекарь.
 Сдано в набор 17/III-32 г. Подписано к печати 2/VII-32 г. Издат. № 95
 Тираж 5 000. 3³/₄ п. л. Кол. печ. знак. в л. 53 272
 Формат бум. 62×94/16 Уполн. Главлита Б—19 773. Заказ № 5032
 Фабрика книги «Красный пролетарий». Москва, Краснопролетарская, 16.

Предисловие к русскому переводу

О значении планеризма написано довольно много журнальных статей и брошюр, но все они касаются главным образом роли учебного планеризма в деле подготовки летных кадров и отчасти подготовки кадров авиаконструкторов и производственников.

О научно-техническом значении планеризма, о роли планеров как больших летающих моделей, о планеризме как колыбели новых веяний авиации сказано очень мало. Этот пробел весьма своевременно восполнен А. Липпишем, который в январе 1931 г. по приглашению Королевского авиационного общества и Британской планерной ассоциации сделал в Лондоне обширный доклад на тему о развитии, проектировании и конструкции планеров. Доклад опубликован в «The Journal of the Royal Aeronautical Society» № 247 за июль 1931 г.

Имя Липпиша мало известно широким авиационным кругам главным образом потому, что он работает почти исключительно в области планеризма, но именно поэтому трудно назвать другое имя, которое в этой области пользовалось бы столь большим авторитетом.

Со времени Отто Лилиенталя планеризм достиг наибольшего развития в Германии, которая в первые годы после войны условиями Версальского мира была лишена возможности развивать свою моторную авиацию.

Организационным выражением этого большого внимания к вопросам планеризма в широком смысле этого слова было создание в 1926 г. Исследовательского института Рен-Розиттенского общества, общества, являющегося главным штабом планеризма в Германии, само название которого связано с двумя местами, где происходят ежегодные состязания планеров.

А. Липпиш играет в этом обществе большую роль, посвятив себя развитию конструкции сперва учебных планеров, а потом и планеров-парителей. В Исследовательском институте Липпиш руководит техническим отделом.

Помимо создания целого ряда первоклассных планеров-парителей: «Профессор», «Вена», «Фафнар», тренировочных—«Фальке», «Прюфлинг», учебных—«Цёглинг» и др., Липпиш занимался вопросами создания самолета-крыла. Эти последние его работы успешно завершились полетами в сентябре с. г. его бесхвостой машины с мотором «Бристоль-Черуб», перелетевшей из Рена в Берлин.

В журнале «Z. F. M.» имеются статьи Липпиша по вопросам новых типов летательных машин, в частности о самолетах с ракетными двигателями¹.

Кроме разработки вопросов конструктивного характера Липпиш сделал ценный вклад в экспериментальную аэродинамику созданием целого ряда дужек высокого качества с очень малым профильным сопротивлением на большом диапазоне углов атаки. Им же разра-

¹ «Z. F. M.» 1928 г., стр. 32, 270, 274.

ботана теория буксирного полета планера за моторным самолетом¹. Перу Липпиша принадлежат также ежегодные технические отчеты о планерных состязаниях с подробным описанием и критическим обзором всех новых конструкций.

Предлагаемый вниманию советского читателя доклад А. Липпиша является экстрактом всей его плодотворной десятилетней работы и содержит обширный и ценный материал по развитию, конструкции и проектированию планеров.

Приступающего к изучению планеризма доклад всесторонне познакомит с современным состоянием этой области авиации. Старому планеристу доклад поможет систематизировать накопленный им опыт и даст ряд новых чрезвычайно ценных сведений. Наконец, немалый интерес представит доклад для работников авиации вообще и в особенности для авиаконструкторов, так как он затрагивает такие злободневные вопросы, как выгодность суживающейся в плане формы крыльев, несущей обшивки, экономичности современного транспортного самолета, самолета-крыла и пр.

После доклада последовала дискуссия, и мы бы считали свою задачу перед советским читателем невыполненной, если бы не осветили содержания выступлений по докладу и ответов докладчика.

В прениях приняли участие, наряду с официальными представителями Авиационного общества и Планерной ассоциации, ряд практических деятелей военной авиации и видных специалистов (Лахман, Маннинг и др.). Самолетостроительные фирмы и их конструкторские руководители за малыми исключениями не почтили своим присутствием доклад, что, очевидно, следует считать отражением довольно распространенного и в наших авиационных кругах ложного представления, что конструктору моторных самолетов совершенно нечему учиться у людей, занимающихся техникой парящего полета и связанным с ним комплексом вопросов. Перечень вопросов, освещенных в докладе и прениях, должен рассеять это предубеждение.

Целый ряд выступавших слушателей заставил Липпиша уточнить некоторые вопросы, которых он в докладе коснулся только мимоходом.

Доклад потребовал от Липпиша большой подготовительной работы, в особенности, если принять во внимание то, что доклад был сделан на английском языке. Приходится только пожалеть, что докладчик, идя навстречу косности английских слушателей, пересчитал метрические меры в нелепые английские фунты и футы. Кроме того следует отметить, что при пересчете немецких коэффициентов C_a и C_w в английские C_l и C_d (равные нашим C_y и C_x) не введена двойка в формулу индуктивного сопротивления ($C_i = \frac{2}{\pi \lambda} C_y^2$); поэтому формулы для λ наивыгоднейшего (A_{best}), и Φ в английском оригинале неверны. В связи с этим же и средняя вредная площадь дана вдвое большей (4,6 кв. фут. вместо 2,3 кв. фут. = 0,214 м²).

Особенно ценные для конструктора весовые формулы даны с опечатками, а коэффициенты n в них преувеличены в 4 раза.

В данном переводе нами исправлены все ошибки и опечатки английского текста, все величины вновь пересчитаны в метрические, все обозначения заменены советскими и вместо полуразмаха (s) введен размах ($l = 2s$). Большинство графиков построено заново.

Кроме того подробнее дан вывод формул динамического парения и добавлен вывод формул площадей сечения полка лонжерона и носовой обшивки трепещевидного крыла (27—32); для последней величины добавлены формулы с решенным интегралом (32) и формула для выигрыша в весе по всему крылу (33 и 34).

Таким образом доклад Липпиша в русском переводе, подвергнутом основательной редакционной обработке, имеет все шансы стать настоящей книгой советского планериста-конструктора на ближайшие несколько лет.

Надо только оговориться, что доклад, сделанный в специальном научном обществе, не может претендовать на понимание его во всем объеме массовым читателем. Вторая и третья части доклада требуют знакомства с основными вопросами аэродинамики и расчетов на прочность, а математические выкладки предполагают знакомство с методами высшей математики, правда, в самой общей форме.

Первая часть доклада и содержание дискуссии доступны читателю, знакомому с авиационными терминами, и могут служить материалом для докладов в достаточно широкой аудитории молодых планеристов и для лекций по соответствующим обзорным курсам планерных школ.

В заключение считаем своим долгом выразить благодарность отделу информации ЦАГИ за содействие в выполнении первой редакции перевода и, в особенности, Е. В. Павловой, чрезвычайно быстро и внимательно выполнившей перевод.

Н. Фадеев
и Д. Гурко

Введение

Планеризм так же стар, как и сама история. Наблюдение над полетом птиц должно было показать людям прошлых веков, как и нашему поколению теперь, что кроме полета при помощи взмахов крыльев существует другой вид полета, дающий возможность использовать энергию движения масс воздуха без затраты какой-либо другой энергии. Опыты с целью разрешения проблемы полета, которые производились в старые времена, дошли до нас только в виде мифов и саг, в которых мы не можем отличить правду от фантазии.

Экспериментальные исследования, которые можно считать основанием современной физики, в области аэродинамики положили основание современной авиации. Планеризм при этом играл роль испытания в натуру не как самоцель, а как опытно обоснованная и последняя ступень, приведшая к изобретению моторной авиации.

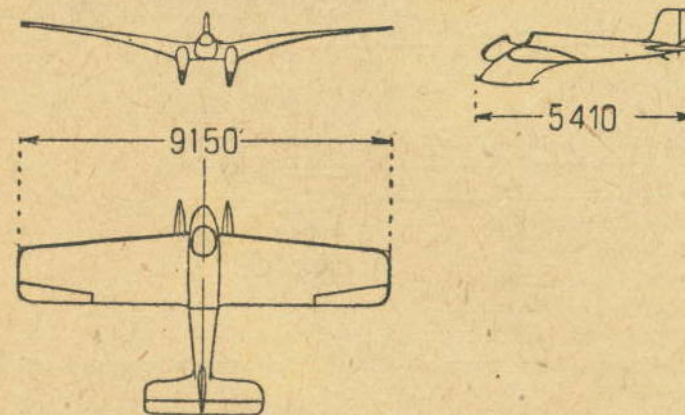
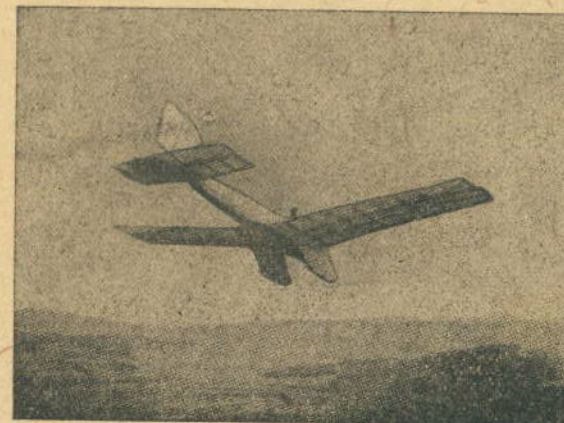
Безмоторное летание настоящего времени берет свое начало от развившегося после войны планерного движения и в то же время является результатом ежегодных Ренских планерных состязаний.

ГЛАВА ПЕРВАЯ

Развитие конструктивных форм немецких планеров

После замечаний о развитии планеризма перейдем к описанию удачного планера-парителя первых Ренских планерных состязаний.

На фиг. 1 изображен планер «Шварцер Тейфель» («Черный дьявол») Аахенского авиационного общества, сконструированный В. Клемпером.

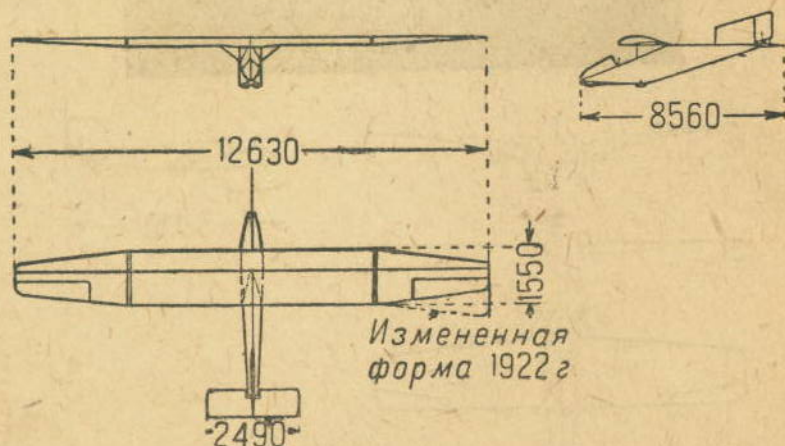
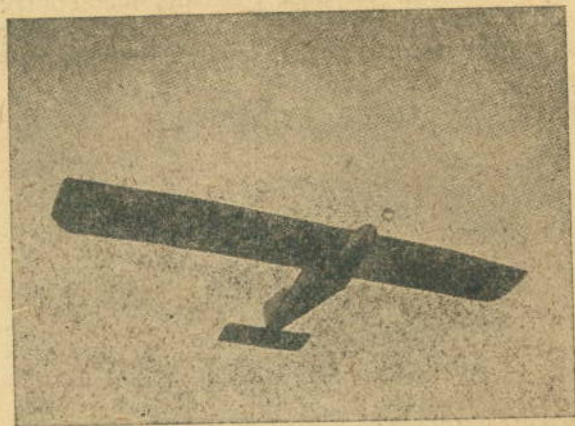


Фиг. 1. «Шварцер Тейфель». Вес пустого—61 кг. Поверхность крыльев—15,25 м².

Главной идеей конструкции, с одной стороны, был малый вес планера, а с другой—возможно большее уменьшение вредного сопротивления. Выдающейся чертой как этой, так и других конструкций Клемперера является их необыкновенно тщательная постройка. Этим путем Клемперер имел возможность получить вес пустой машины в 61 кг или нагрузку на крыло 9,1 кг/м².

Этот тип машины не повторялся в последующие годы вследствие того, что хотя скорость снижения и была удовлетворительной, угол планирования был слишком велик. Это в значительной мере зависело от низкого расположения крыла.

Планер-паритель «Вампир» (фиг. 2) авиационного кружка Ганноверской высшей технической школы, ставший в настоящее время классическим, сконструирован Г. Маделунгом. В этой конструкции

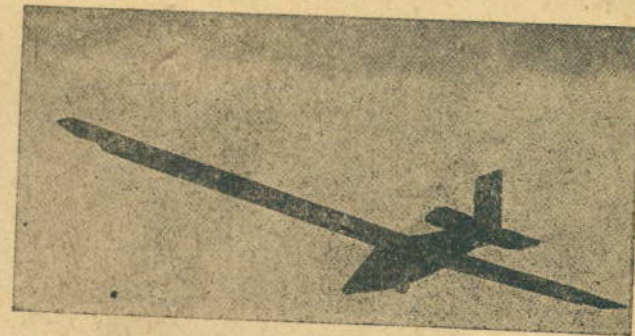


Фиг. 2. «Вампир». Вес пустого—130 кг. Поверхность крыльев—16 м².

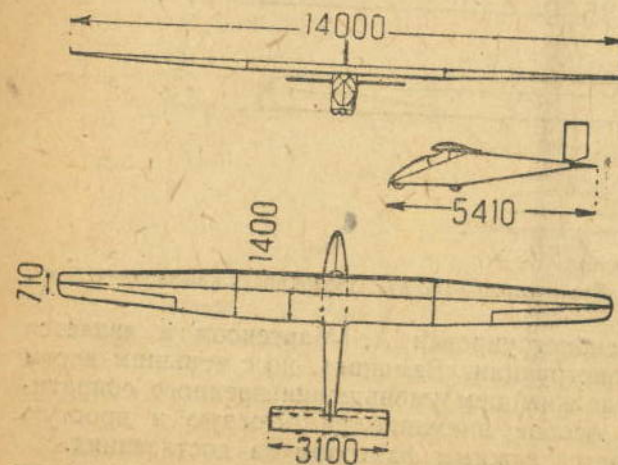
мы впервые находим существенные признаки тех конструктивных идей, которые отчетливо выработались в проектах современных планеров-парителей.

Главной задачей является постройка аппарата с малой скоростью снижения, хорошим углом планирования, достаточной прочностью и хорошей маневренностью. Решением этой задачи является паритель со свободнонесущим высокорасположенным крылом, с сильно вогнутым профилем, с большим размахом и большим удлинением.

В этом типе впервые была применена однолонжеронная конструкция крыла, в которой крутящие моменты воспринимаются передними стенками и замыкалась была выполнена в виде трубы с тонкими работающими на кручение, в то же время давал возможность сохранить точную форму наиболее чувствительной части крыла—передней кромки. Основным материалом для постройки послужила фанера, что значительно облегчило выполнение конструкции.



Фиг. 3. Планер Эспенлауба.



Фиг. 4. «Штрольх» (1923). Вес пустого—83 кг. Поверхность крыльев—14 м².

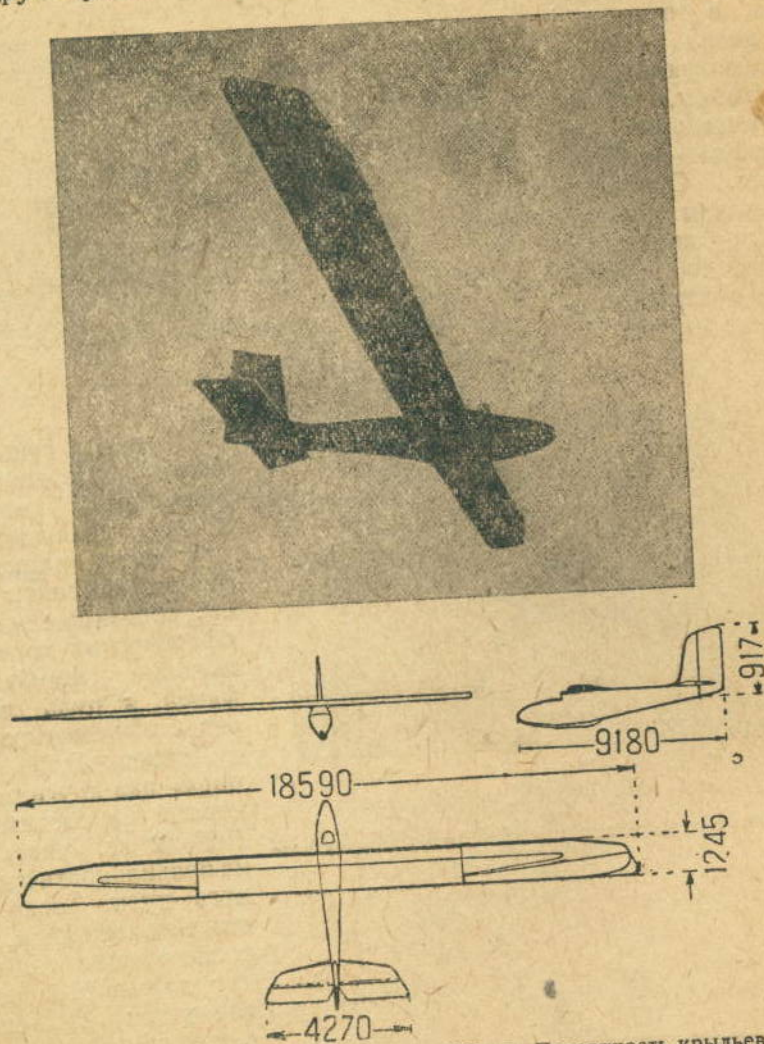
Другими существенными особенностями «Вампира» являются: крыло, делящееся на три части, целиком фанерный фюзеляж, шасси, состоящее из трех сферических колес, наподобие футбольных мячей, и руль высоты без стабилизатора.

Превосходство «Вампира» над другими планерами на состязаниях 1921/22 гг. указывало на правильность избранного пути. Тогда уже стало очевидным, что последующие годы дадут дальнейшее развитие идеям, заложенным в конструкции «Вампира».

К этому же времени относится возникновение соревнования по наибольшему размаху и удлинению крыла.

Первым, решившимся построить планер, имеющий свободнонесущее

крыло с большим размахом и сравнительно тонким профилем (фиг. 3), несмотря на увеличивающиеся при этом прогибы, был столяр Эспенлауб. Хотя этот планер не имел особого успеха, но дал пример для других удачных конструкций — «Штрольх» («Бродяга») и «Консул».



Фиг. 5. «Консул» (Дармштадт). Вес пустого—190 кг. Поверхность крыльев—21,6 м².

«Штрольх» (фиг. 4) сконструирован А. Мартенсом и является дальнейшим развитием конструкции «Вампира», но с меньшим весом и большим размахом при дальнейшем уменьшении вредного сопротивления. Было обращено особое внимание на быструю и простую сборку планера, что является важным фактором на состязаниях. Планер «Консул» (фиг. 5) Дармштадтского академического авиационного кружка также появился на состязаниях в 1923 г. Этот

планер, сконструированный Ботчем и Списом, положил начало серии планеров-парителей, построенных Дармштадтской школой. Размах значительно увеличен, крыло в плане приближается к эллиптической форме, фюзеляж круглого сечения, хвостовое оперение значительно увеличено и вертикальное оперение разделено на киль и руль. Чтобы обеспечить эффект элеронов в связи с большим размахом, руль направления дифференциально соединен с элеронами. «Консул» можно по праву считать первым планером-парителем для полетов на дальнее расстояние. Летные качества этой машины всеми пилотами признаны превосходными.

Планер, превзошедший летные качества «Консула», носил название «Рёмрике Берге» (фиг. 6) и был сконструирован в 1924 г. Шацким из Нижнерейнского авиационного объединения. Этот аппарат в 1924 и 1925 гг. очень мало участвовал в полетах, так как клуб не имел для него подходящего пилота. Нэринг первый справился с весьма сложным управлением этого планера и своим полетом в Мильзербург доказал превосходные качества этой машины. Прекрасно обтекаемый фюзеляж имел минимальное поперечное сечение. Крыло опиралось на узкое основание в средней части фюзеляжа, служившее в то же время обтекателем за головой пилота. Крыло имело вогнутый тонкий профиль (Геттинген 426) с чрезвычайно малым сопротивлением и соответствующим профилем удлинением.



Фиг. 6. «Рёмрике Берге».

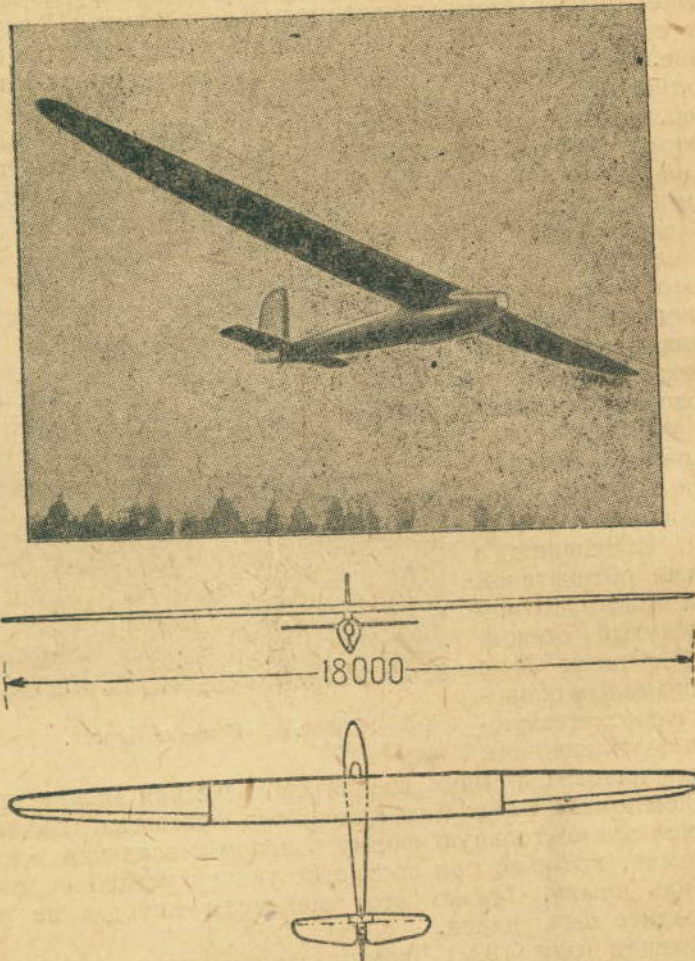
Конструкция планера с точки зрения соответствия между профилем и удлинением крыла будет более подробно освещена позднее. Центроплан имел прямоугольную форму в плане и закрылок вдоль всей задней кромки, который при соответствующей установке мог изменять профиль крыла. Однако этот механизм никогда не употреблялся и позднее был удален.

В следующем году (1927) Дармштадтским кружком был построен планер типа «Дармштадт», представлявший дальнейшее развитие уже устаревшего «Консула» и явившийся ему на смену. Влияние планера «Рёмрике Берге» в смысле положения пилота не подлежит никакому сомнению. Работа по усовершенствованию как в этом случае, так и в последующих типах была направлена по линии конструктивных деталей. «Дармштадт I» меньше размерами, чем «Консул», и поэтому более пригоден для состязаний; вследствие меньшего веса конструкции он имеет одинаковые с «Консулом» летные качества.

Когда этот планер был продан в САСШ, кружок (в 1928 г.) построил

«Дармштадт II» (фиг. 7). По сравнению с «Дармштадтом I» он имеет другой профиль крыла и размах.

Видоизменением типа «Дармштадт» являются планер «Вест прейсен» (фиг. 8), сконструированный инж. Гофман, и планеры «Вюртемберг» и «Лора», сконструированные Лаубенталем. Оба конструктора

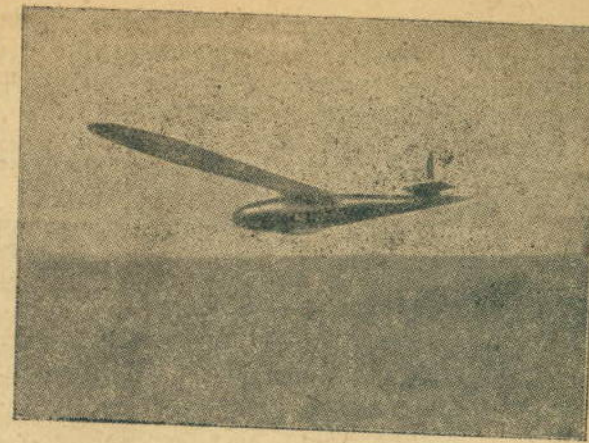


Фиг. 7. «Дармштадт II». Вес пустого—115 кг. Поверхность крыльев—16,9 м² и удлинение—14,6.

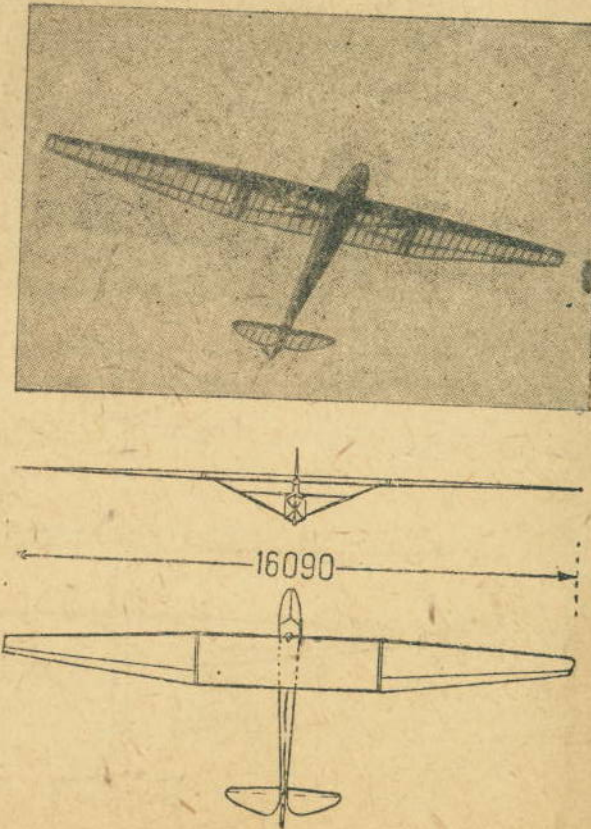
были в свое время членами Дармштадтского кружка. По этой причине оба типа имеют много общего, например: крыло у обоих типов однолонжеронное, состоящее из трех частей, центроплан имеет прямоугольную форму в плане, а концы крыла — эллиптические; фюзеляж с поперечным сечением овальной формы острым концом вниз; кабан небольшой или совсем отсутствует; в хвостовой части фюзеляж сходит на вертикальное ребро.

Оперение. Рули укреплены на небольших стабилизаторе и киле, составляющих одно целое с фюзеляжем. Помимо этого нет никаких стабилизирующих поверхностей. Вполне понятно, что осуществлять эту форму крыла в плане при размахе выше некоторого предела невыгодно, так как высота лонжерона не будет достаточно для свободнонесущего крыла.

Для того чтобы избежать этой трудности с самого начала, Липпиш сконструировал в 1928 г. новый тип — «Профессор» (фиг. 9), являющийся тренировочным планером с высокими летными качествами. Он сознательно отступил от обыкновенной свободнонесущей конструкции крыльев с компактным коротким фюзеляжем. Этот тип планера предназначали для постройки различными планерными кружками и для тренировочных целей, поэтому его прочность и жесткость должны были быть возможно большими. Этого легче всего было достигнуть, взяв крыло с подкосами и длинный фюзеляж. Период собственных колебаний крыла очень мал, руль высоты не слишком чувствителен, стабилизирующий и продольный момент инерции достаточно большие. Подкрепляя



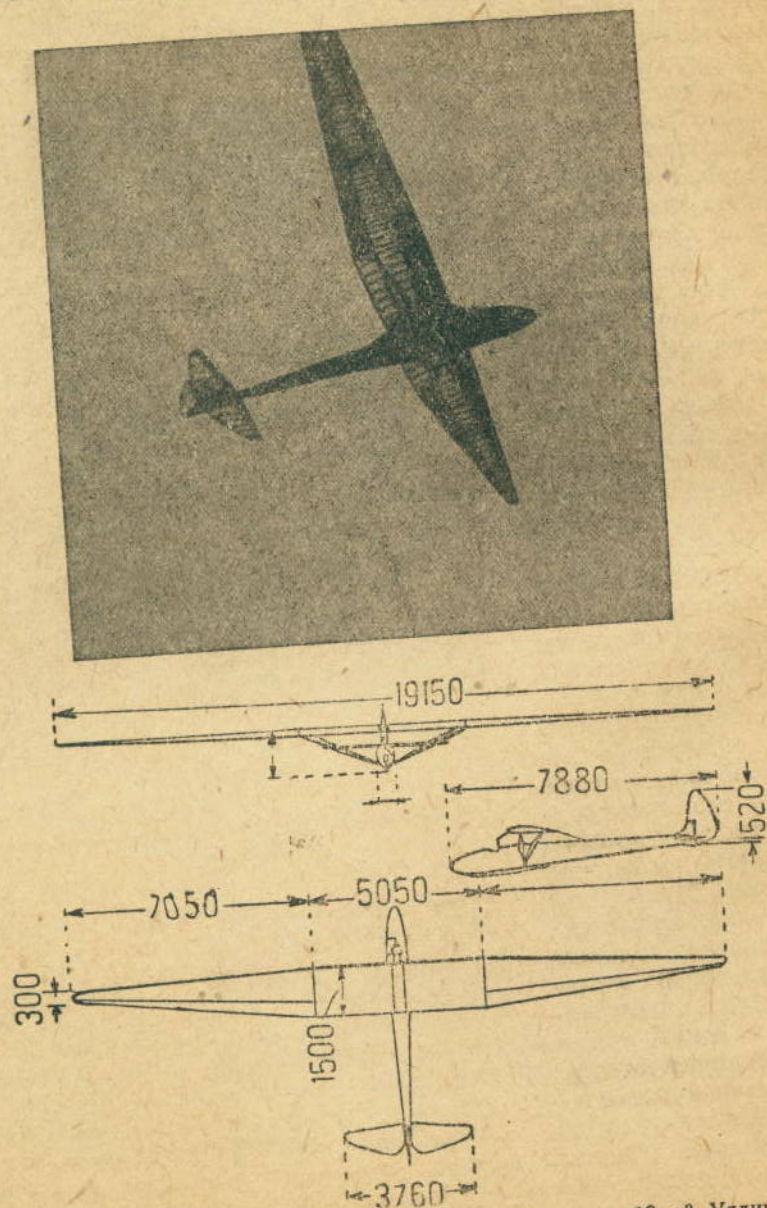
Фиг. 8. «Вестпрейсен».



Фиг. 9. «Рейнгейст» («Профессор»). Вес пустого—152 кг. Поверхность крыльев—18,9 м². Удлинение—13,9.

крыло подкосами, можно было взять сравнительно тонкую дужку (Геттинген 549) и таким образом лобовое сопротивление подкосов могло быть нейтрализовано. Применение шестигранного фюзеляжа дало возможность упростить конструкцию.

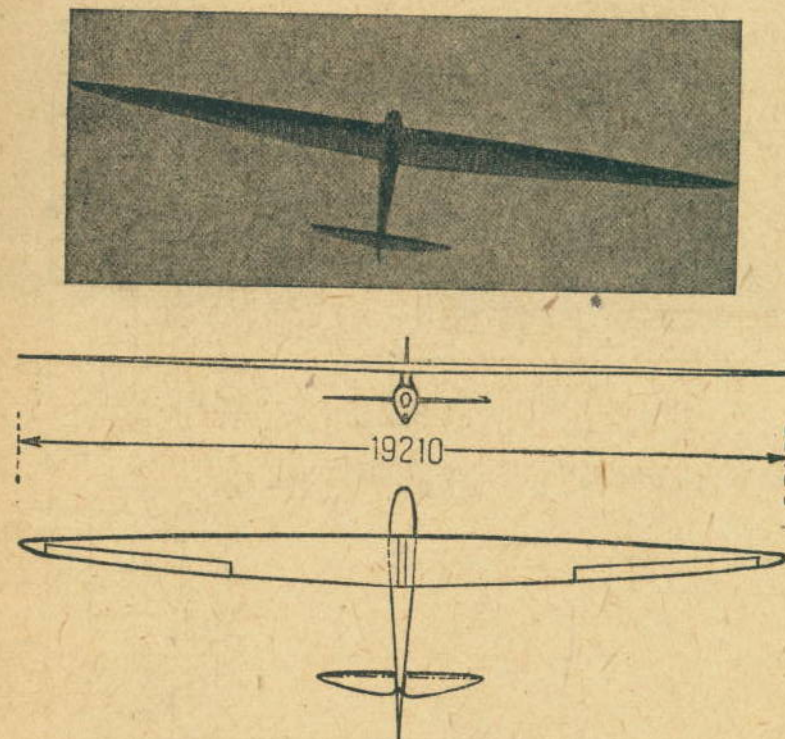
Логическим развитием конструкции «Профессора» явилась конструкция «Вены» (фиг. 10). Улучшением конструкции деталей вес



Фиг. 10. «Вена». Вес пустого—160 кг. Поверхность крыльев—18 м². Удлинение—20.

пустой машины по сравнению с «Профессором» был несколько уменьшен. Дальнейшее усовершенствование состояло в увеличении размаха, в применении более вогнутой дужки, более закругленной формы поперечного сечения фюзеляжа и в установке полетного оборудования.

Наряду с типом «Профессор» стоит планер, построенный для Мюнхенского клуба д-ром Куппером; он берет свое начало от Дармштадтского типа. Начало конструкции Мюнхенского типа положил в 1928 г. планер «Какаду» со свободнонесущим крылом большого размаха, обра-



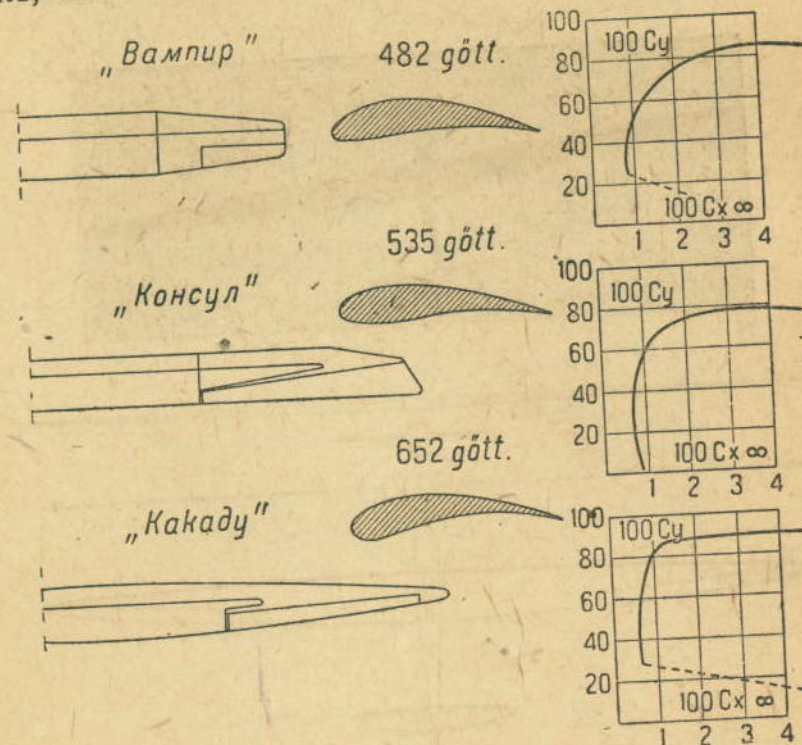
Фиг. 11. «Какаду». Вес пустого—168,6 кг. Поверхность крыльев—17,6 м². Удлинение—21.

тивший на себя внимание в последующие годы (фиг. 11). Форма крыла, дужка и конструкция лонжерона вполне оригинальны. Последний является лонжероном коробчатого вида почти квадратного сечения с тонкими стенками из фанеры. Этот тип конструкции с несущей обшивкой до этого времени применялся только в металлических самолетах. Так как испытаний свойств такого фанерного коробчатого лонжерона было произведено мало, и главным образом потому, что крепость на изгиб тонкой обшивки точно неизвестна, эта конструкция не была одобрена и в настоящее время не применяется даже самим Куппером.

На фиг. 12 изображены три главных ступени развития «Вампира».

Планер типа «Профессор» — «Вена» явился скорее результатом опыта, полученного при развитии тренировочных и учебных планеров, о которых я сейчас дам краткие сведения.

Первый учебный планер балансирующего типа был осуществлен в 1920 — 21 г. Пельцнером (фиг. 13). Он имел сходство с учебным планером Шанюта. В 1921 г. Нюрнбергский клуб сконструировал небольшой планер бипланного типа с сидением, придерживаясь указанного выше типа, который и был первым учебным планером. Нельзя однако сказать, что машина имела хорошие летные качества. Предполагали

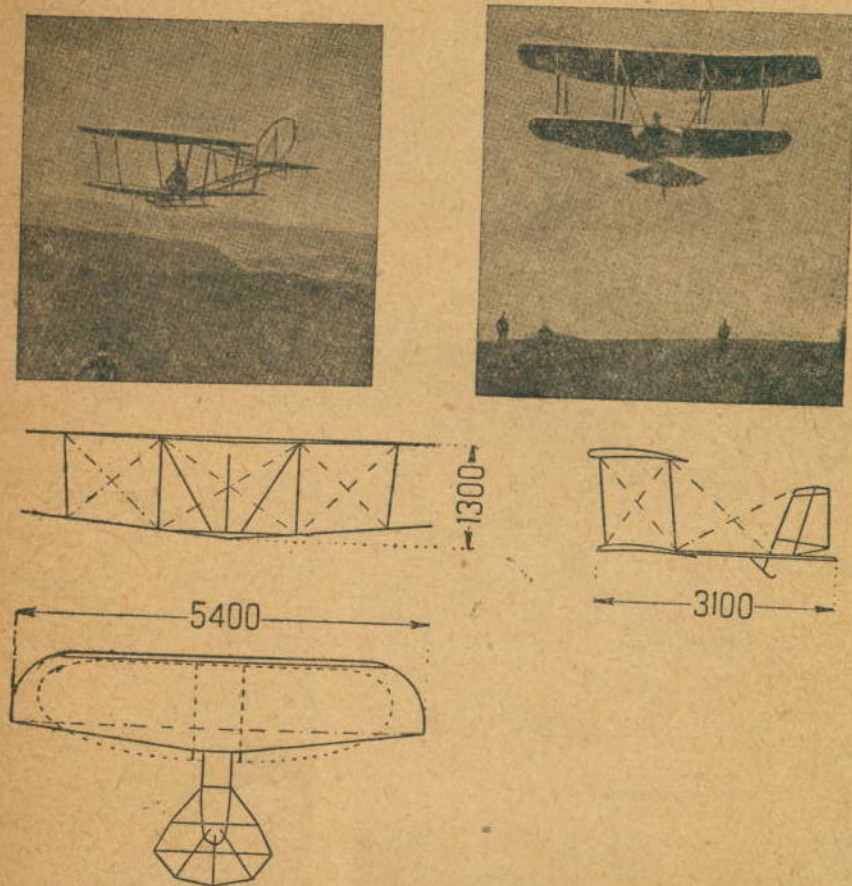


Фиг. 12. Эволюция крыла планера-парителя.

что этот биплан будет иметь самые лучшие летные характеристики на самом же деле он летал как парашют.

Большим шагом вперед был первый тренировочный биплан «Фроз Вельт», сконструированный Ф. Штамером. Конструкция его была простой и удобной, летные данные очень хорошие, в то же время угол планирования и посадочная скорость вполне соответствовали требованиям того времени для сдачи экзамена на пилота-планериста (тепешнее свидетельство «А»). Много затруднений происходило от повреждений нижнего крыла при посадке по ветру, а в дальнейшем было кроме того обнаружено, что на этой машине трудно пройти испытание для получения свидетельства «В». По этой причине в последнее время предпочтение было отдано монопланной конструкции.

Развитие монопланного типа началось с постройкой подобной машины в Мюнхене в 1921 г. (фиг. 14). Однако этот аппарат был сконструирован не как учебный и имел особенную систему управления. Конструкция была вскоре изъята из обращения. За ней в 1922 г. следует планер Шульца, построенный из круглых палок и жести, на котором Шульц пролетал 8 час, (фиг. 15). По образцу этого планера Липпишем был построен в 1923 г. учебный планер-паритель.



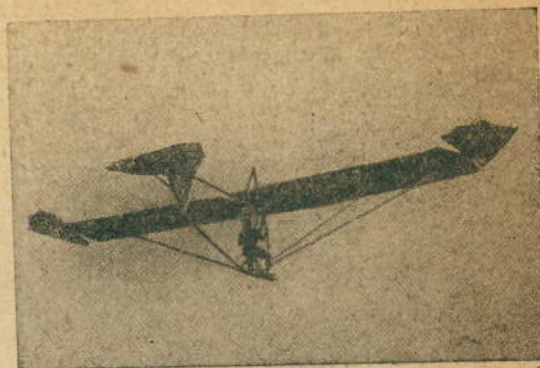
Фиг. 13. Пельцнер (1920/21) и развитие его (с сидением). Вес пустого — 54 кг.

«Джалар-Аннама» (фиг. 16), причем главной целью было создание по возможности наиболее простого и дешевого планера-парителя. Если наметить определенный предел размаху, то, как это будет видно дальше, неизбежно придешь к этой форме. Этого типа придерживались из года в год с легкими видоизменениями в машинах, построенных Шлейхером в Поппенхаузене, и в дальнейшем в большом количестве учебных планеров для начинающих. Выдающимся образцом этого типа является «Пегас» летной школы Мартенса (фиг. 17).

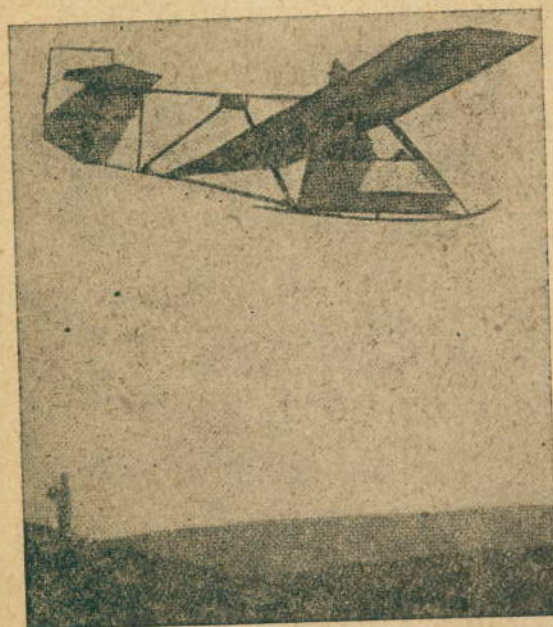
Вследствие простоты конструкции постройка его была очень дешевой. Последующим усовершенствованием «Пегаса» является «Цёглинг» (для начинающих) (фиг. 18) и дальнейшим продолжение этой серии



Фиг. 14. «Мюнхен» (1921).



Фиг. 15. Планер Шульца (1922).



Фиг. 16. Планер Липпиша «Джавлар-Аннама» (1923) (учебный паритель).



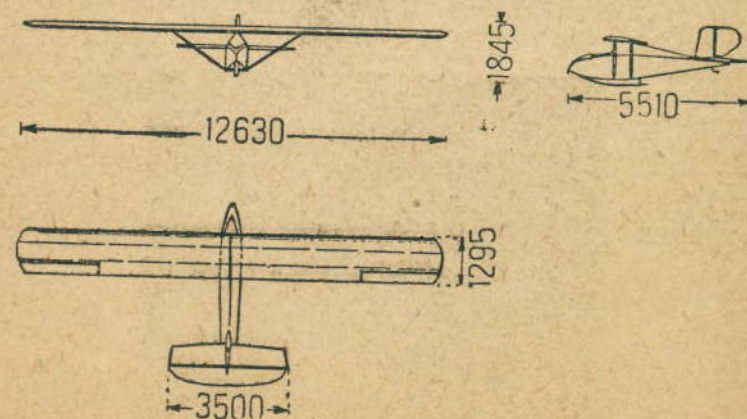
Фиг. 17. Планер для первоначального обучения «Пегас» (1925).

планеров — учебный планер Штамера — Липпиша, известный в Англии под названием R. F. D. «Дэглинг».

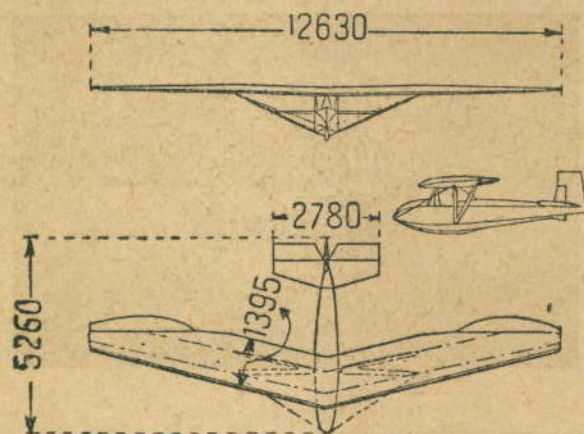
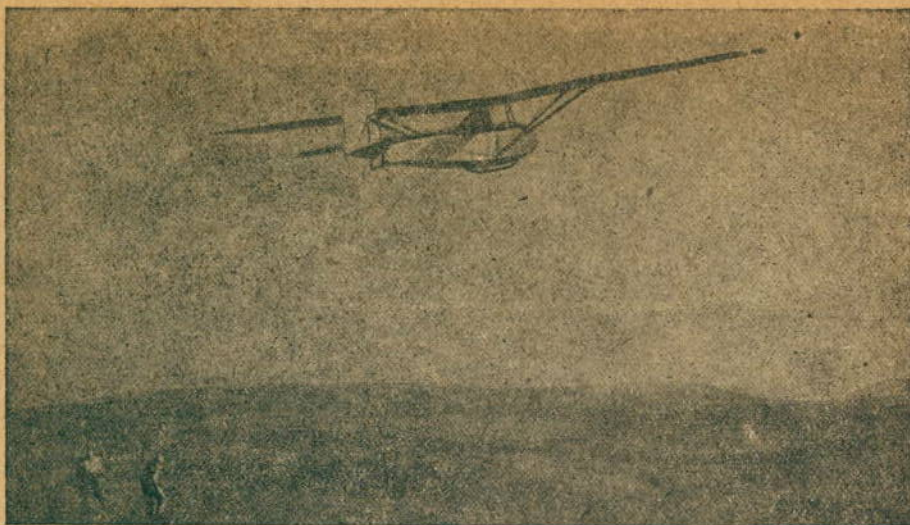
Теперь остается рассмотреть развитие тренировочных планеров. Основателем этого типа является Дармштадтский планер «Эдит» (фиг. 19), построенный в 1922 г. и имевший высокорасположенно



Фиг. 18. «Деглинг».



Фиг. 19. «Эдит» (Дармштадт).



Фиг. 21. «Фальке»
(1930), Р. Р. О.

крыло, усиленное подкосами с почти прямоугольной формой крыла в плане. Дальнейшим усовершенствованием этого типа явился «Бремен» общества Вельтен Зеглер. Следующим типом был планер конструкции Липпиша — «Хангвинд», построенный в 1924 г., усовершенствованием которого был его же «Прюфлинг» (фиг. 20). В предшествующие годы не было возможности тренировать учеников никогда не бывших пилотами моторных самолетов, для получения свидетельства «С». Прохождение школы пилотажа на планере «Прюфлинг» сделало это возможным, что было чрезвычайно важно для дальнейшего развития планеризма.



Фиг. 20. «Прюфлинг».

В 1928 г. «Прюфлинг» был несколько изменен и в 1930 г. заменен новым типом планера «Фальке» («Фалькон») (фиг. 21). В этой конструкции Липпишу хотелось получить планер, соединяющий в себе по возможности наибольшую безопасность с возможно лучшими летными качествами. Принципы, положенные в основу этого типа, будут изложены ниже.

Кроме развития конструкции учебных планеров и планеров-парителей имело место также развитие экспериментальных типов; например уже в 1922 г. было испытано несколько бесхвостых планеров. Однако эти вопросы относятся к области значения планеризма для авиации вообще. В этом смысле безмоторный полет должен являться предварительным испытанием в естественных условиях и тем самым способствовать дальнейшему развитию авиации.

Физические основы парящего полета

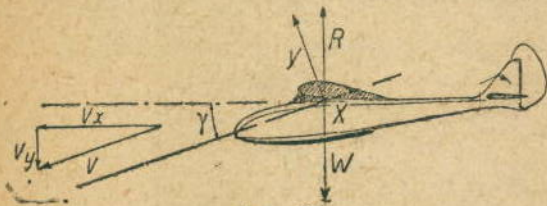
Прежде, чем говорить о приемах проектирования учебного планера или планера-парителя, необходимо кратко коснуться физических основ парящего полета.

Имеются два вида парящего полета:

1. Статическое парение, зависящее от наличия восходящих потоков.
2. Динамическое парение, которое зависит от наличия потока переменного направления или силы.

Горизонтальный полет в восходящем

потоке имеет место тогда, когда вертикальная слагающая скорости ветра равна или больше скорости снижения летательного аппарата. Отсюда следует, что лучшим летательным аппаратом будет такой, у которого скорость снижения минимальна.



Фиг. 22.

Скорость снижения может быть выведена следующим образом. Введем обозначения:

- G — вес (кг);
- S — площадь крыльев (m^2);
- l — размах (м);
- V, V_y, V_x — скорость (м/сек);
- ρ — массовая плотность воздуха (кг/сек³);
- C_x — коэффициент полной силы;
- C_y — » подъемной силы;
- C_z — » лобового сопротивления;
- γ — угол планирования;
- λ — удлинение.

Как это видно из фиг. 22, должны быть выполнены следующие условия:

- 1) вес = полная воздушная сила,
- 2) наклон траектории = $\frac{\text{лобовое сопротивление}}{\text{подъемная сила}}$,

или, выраженные формулами, эти условия будут иметь такой вид:

$$G = \sqrt{X^2 + Y^2}, \quad 1$$

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{X}{Y}, \quad 2$$

т. е.

$$\sqrt{X^2 + Y^2} = \sqrt{C_x^2 + C_y^2} S \rho V^2 = C_x \rho S V^2,$$

$$V^2 = \frac{V_y^2}{\sin^2 \gamma} = V_y^2 \left[1 + \left(\frac{C_y}{C_x} \right)^2 \right] = V_y^2 \left(\frac{C_x}{C_x} \right)^2.$$

Отсюда скорость снижения:

$$V_y = \sqrt{\frac{G}{\rho S}} \cdot \frac{C_x}{C_y^{1,5}}.$$

3

Полагая $C_x \cong C_y$; $\rho = \frac{1}{8}$ и заметив, что $S = \frac{l^2}{\lambda}$, получим:

$$V_y = 2,83 \sqrt{\frac{G}{l^2}} \cdot \frac{C_x}{C_y^{1,5}} \sqrt{\lambda}.$$

3¹

Выражать V_y через $\frac{G}{l^2}$ и λ удобнее, так как из последнего выражения (3¹) ясно видна зависимость скорости снижения от размаха. Величину $\frac{G}{l^2}$ мы называем нагрузкой на квадрат размаха. Во втором факторе $\left(\frac{C_x}{C_y^{1,5}} \sqrt{\lambda} \right)$ сведены вместе аэродинамические характеристики дужки в зависимости от вредного сопротивления и λ . В дальнейшем изложении будет показано, что подобным образом можно вычислить все величины, необходимые при проектировании или при проверке существующей конструкции.

Однако не следует из вышеприведенных элементарных рассуждений делать вывод, что малая скорость снижения есть единственный показатель достоинств парителя. Кроме нее очень важны угол планирования и горизонтальная скорость при наименьшей скорости снижения. Вообще говоря, стараются получить хорошие результаты как посредством малой скорости снижения, так и хорошего угла планирования.

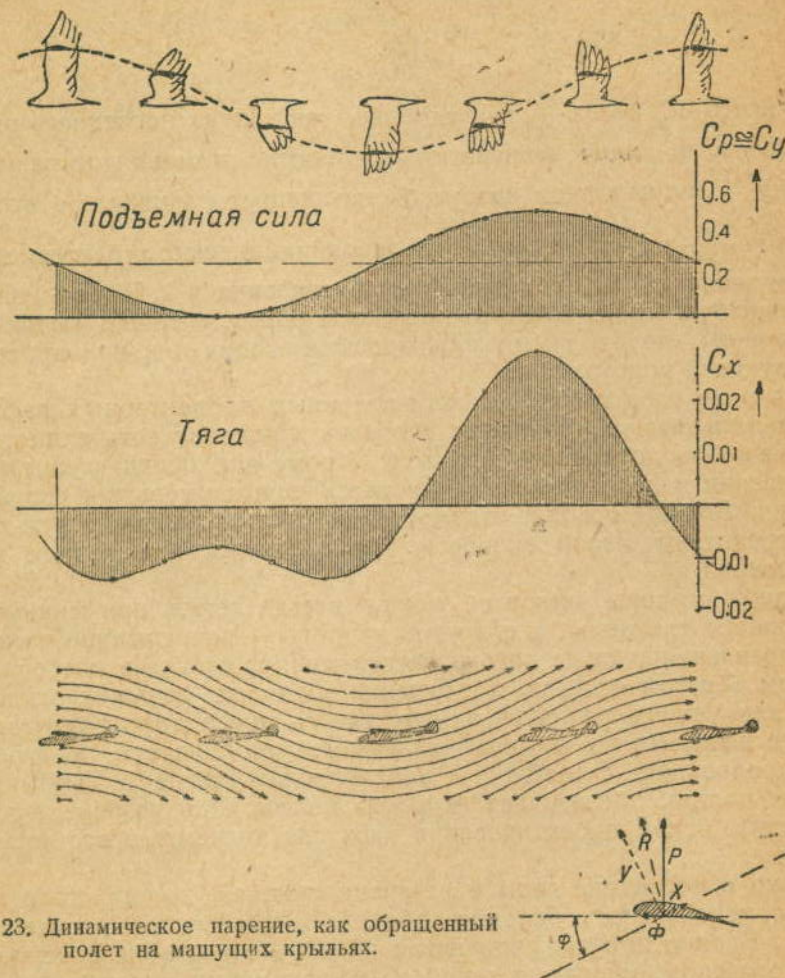
С одной стороны, пилот не может всегда летать при минимальной скорости снижения, а с другой стороны — непрерывное изменение направления и силы потока всегда меняет свойства планера.

Таким образом с целью достижения возможно меньших отклонений от наилучшего решения нужно учесть много других факторов, наиболее важными из которых являются: устойчивость, в особенности продольная; способность маневрировать даже в необычных условиях полета; достаточная скорость полета. При разборе аэродинамических основ проектирования парителя коснемся этого вопроса подробнее.

Только в последние годы в развитии парящего полета стало возможным использовать большие области атмосферных восходящих потоков. Вполне понятно, что когда парение еще не было осуществлено человеком, многие явления в естественном парящем полете птиц не могли быть объяснены как статическое парение в силу незнакомства с областями восходящих потоков.

Следует привести крайне интересное объяснение из теории парящего полета, данное англичанином Ланчестером во второй части его «Аэродинамики», где он подвергает вопрос всестороннему рассмотрению. Самое название для другого вида парения «динамический парящий полет» впервые дано Ланчестером. Этот полет возможен благодаря наличию непостоянного ветра, не имеющего в среднем

восходящего направления. Покажем на простом примере (фиг. 23), как может возникнуть этот «эффект динамического парения». Птица, которая летит вперед, махая крыльями, получает необходимую горизонтальную тягу посредством соответствующих движений крыльев вверх и вниз. Горизонтальное движение сопровождается движением концов крыльев вверх и вниз по волнообразной кривой относительно воздуха. Если принять, как первое приближение, путь основных



Фиг. 23. Динамическое парение, как обращенный полет на машущих крыльях.

движущихся частей крыла за синусоиду, можно высчитать направление и изменение горизонтальных и вертикальных сил, появляющихся в результате подобного движения. Как видно из диаграммы, если силы проинтегрировать за один период полного взмаха, то в среднем получается некоторая тяга вперед и подъемная сила.

Предположим, что воздух находится в таком колебательном движении вследствие трения о поверхность земли или о поверхность

соседнего слоя воздуха, движущегося с другой скоростью. При полете через такой слой воздуха на летательном аппарате с неподвижными крыльями произойдет вышеуказанный эффект изменения сил. Так как при этом эффекте получаются тяга и подъемная сила, то в таких слоях воздуха является определенной возможностью парения без помощи восходящего потока.

Этот эффект, порождаемый периодически изменяющейся вертикальной скоростью, носит название «эффекта Кноллера-Бетца»; он сыграл большую роль в первые годы развития парящих полетов.

Для поляры данного крыла примем параболическую функцию следующего вида:

$$C_x = aC_y^2 - bC_y + C_0, \quad 4$$

в которой

$$a = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{S^2}{\bar{c}} + \text{const},$$

причем принимаются в соображение как индуктивное сопротивление, так и переменная часть профильного сопротивления.

Синусоида, описываемая крылом относительно воздуха, выражается так:

$$y = m \sin x, \quad 5$$

а угол φ , который образует в данной точке траектория крыла с траекторией полета птицы:

$$\varphi \cong \text{tg } \varphi = \frac{dy}{dx} = m \cos x. \quad 6$$

Выражаем подъемную силу P и тягу Φ через подъемную силу Y и лобовое сопротивление X , взятые относительно траектории крыла:

$$P = Y \cos \varphi + X \sin \varphi,$$

$$\Phi = Y \sin \varphi - X \cos \varphi,$$

и после сокращения на $\rho S V^2$:

$$C_P = (C_y + C_x \text{tg } \varphi) \cos \varphi, \quad 7$$

$$C_\Phi = (C_y \text{tg } \varphi - C_x) \cos \varphi,$$

а приближенно:

$$C_P \cong C_y, \quad 7$$

$$C_\Phi \cong C_y \text{tg } \varphi - C_x. \quad 8$$

Принимаем для C_y линейную зависимость от угла атаки α :

$$C_y = K\alpha = K(\alpha_m + \varphi) \quad 9$$

(индекс m указывает на среднее значение данной величины).

Подставляем (6) в (9):

$$C_y = K\alpha_m + Km \cos x = C_{y_m} + \Delta C_y \cos x, \quad 10$$

где $\Delta C_y = K m$ — максимальное приращение C_y , считая от его среднего значения.

Подставляем в (7) и (8) выражения (10), (4) и (6):

$$C_p \cong C_{ym} + \Delta C_y \cos x, \quad 11$$

$$C_\phi = (m - a \Delta C_y) \Delta C_y \cos^2 x + (C_{ym} m + b \Delta C_y - 2a C_{ym} \Delta C_y) \cos x - C_{xm}, \quad 12$$

где последний член есть сумма трех членов:

$$C_{xm} = a C_{ym}^2 - b C_{ym} + C_{x0}.$$

Чтобы получить средние значения C_{pm} и $C_{\phi m}$ за полный взмах крыла, интегрируем (11) и (12) по x от 0 до 2π и делим на 2π :

$$C_{pm} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} C_p dx = C_{ym}^2, \quad 13$$

$$C_{\phi m} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} C_\phi dx = \frac{\Delta C_y}{2} (m - a \Delta C_y) - C_{xm}. \quad 14$$

Для улучшения эффекта можно дать крыло с изменяемыми углами атаки. Очевидно, если не происходит изменения подъемной силы в течение одного взмаха, то не имеется тяги вперед; то же наблюдается, если угол атаки по отношению к воздуху постоянен.

Максимальное среднее значение тяги получается при

$$\frac{dC_{\phi m}}{d(\Delta C_y)} = -a \Delta C_y + \frac{m}{2} = 0,$$

$$\text{т. е. при } (\Delta C_y)_{\text{наивыг}} = \frac{m}{2a},$$

и достигает величины

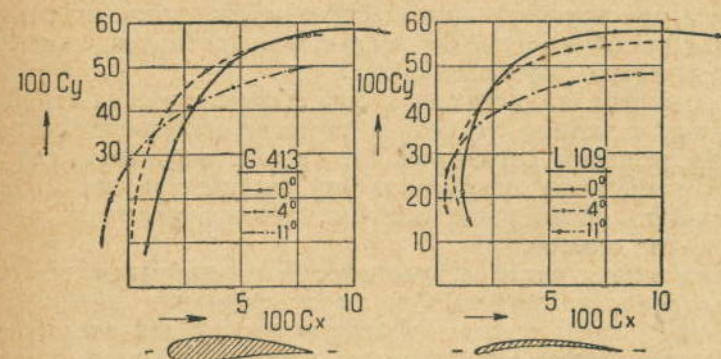
$$(C_{\phi m})_{\text{max}} = \frac{m^2}{8a} - C_{xm}. \quad 16$$

Такое большое изменение подъемной силы вызывает необходимость иметь полярю крыла по возможности в виде прямой. Конечно, вышеприведенные величины только приблизительны и не учитывают сил инерции. В действительности этот эффект еще никогда не наблюдался в такой степени, но опыты, сделанные в Венском аэродинамическом институте, качественно подтверждают приведенные выше теоретические рассуждения.

На фиг. 24 приведены результаты испытания двух моделей крыльев в воздушном потоке с периодическими колебаниями.

Очевидно, что горизонтальные колебания потока вызовут подобный же эффект. Представим себе на момент крыло, гибко укрепленное на фюзеляже. Усиление ветра создает движение крыльев вверх, и при помощи энергии, заключенной в упругом соединении, в следу-

ющий период затишья, благодаря взмаху крыла вниз, появится тяга вперед. Движение крыла происходит от пульсации потока, так что такой аппарат можно рассматривать как летательный аппарат, движущийся вперед взмахами крыльев, благодаря пульсации потока». Этот эффект, который, насколько известно, впервые был освещен В. Бирнбаумом (Z. F. M., 1924 г., стр. 128), объясняет до некоторой степени вопрос, связанный с достижениями свободнонесущих планеров-парителей с большим размахом при очень порывистых ветрах. Превосходство этого типа над жестко-расчлененным типом совершенно очевидно. Тем не менее этот эффект очень невелик и имеет только второстепенное значение по сравнению с восходящим потоком. Несмотря на это, до тех пор, пока не имеется исчерпывающих испытаний, произведенных с соответствующим аппаратом, преждевременно игнорировать этот вид парящего полета. Желая более детально познакомиться с этим чрезвычайно интересным вопросом мы отсылаем к труду Ланчестера.



Фиг. 24. Влияние вертикальных колебаний потока по опытам аэродинамической лаборатории Высшего технического училища в Вене.

Теперь нам предстоит рассмотреть аэродинамические и статические основы, на которые опирается проектирование современных планеров.

От планера, предназначенного главным образом для начального обучения, не требуется высоких летных качеств. Это благоприятствует приспособлению его для учебных целей и постановке на первое место вопроса безопасности. Не следует пытаться проектировать такой планер возможно меньшей скоростью снижения или с особенно малым углом планирования. Не учатся, ведь, верховой езде на скаковых ошадях. Не надо, следовательно, затрачивать слишком много труда на аэродинамические исследования, предшествующие проектированию юстных учебных планеров.

Существенным здесь является выбор дужки, которая должна иметь юский участок полярны на больших коэффициентах подъемной силы, как тогда можно парашютировать и тянуть на себя ручку до каза (щелевые крылья были бы здесь, вероятно, вполне уместны). Кроме того все поверхности органов управления следует делать достаточно большими и тем самым добиваться хорошей устойчивости и

1 Что видно непосредственно из выражения (7). Прим. ред.

управляемости. Если такие планеры имеют недостаточную управляемость, то они непригодны, ибо ученик должен чувствовать, когда он совершает ошибку в управлении.

При проектировании планера являются особенно важными факторами; снижения и угол планирования являются особенно важными факторами; отсюда следует, что в пределах практической возможности необходимо добиваться наивыгоднейшей комбинации размаха, веса планера (пустого) и его качества.

Вполне естественно, что начинают с выбора наивыгоднейшей дужки. Когда после долгих поисков находят действительно прекрасную дужку и соответственно ей начинают проектировать крыло, опять возникают сомнения, на каком остановиться удлинении, следует ли изменить в связи с этим дужку и т. д.

Чем больше углубляться в задачу, тем больше будет возникать новых вопросов, так что в конце концов все предоставляется вашему благоусмотрению. Подобные блуждания мало плодотворны, и естественно, что конструктор приходит к необходимости искать метод, который дал бы общее решение задачи, основанное как на опыте, так и на теоретических рассуждениях.

Начнем с поперечного сечения крыла. Характеристика одной какой-нибудь дужки не может служить в качестве общего условия задачи, так как на решении отразилась бы весьма вероятная неточность результата единичного опыта; поэтому мы постараемся произвести систематическое определение величин, характеризующих дужку из большого числа опытов.

Отбросим индуктивное сопротивление и изобразим все кривые профильных сопротивлений на общих осях координат (фиг. 25). На этой диаграмме мы можем установить общую полярю для всех отдельных поляр. Лучший участок каждой поляры лежит при этом около точки касания с «обобщенной полярю».

В дальнейших расчетах мы и будем пользоваться этой обобщенной полярю.

Когда посредством такой замены мы определим некоторый участок обобщенной поляры, как наиболее подходящий в нашем случае, мы выберем и дужку, полярю которой касается на этом участке обобщенной поляры. Теперь мы могли бы обобщенную полярю заменить соответственно подобранной функцией; однако, если мы хотим получить вполне удовлетворительное совпадение с действительностью, мы вынуждены будем ввести функцию по меньшей мере 3-го порядка и тогда аналитическое решение задачи будет очень трудным.

Поэтому мы используем смешанный графо-аналитический метод. Мы уже показали, что скорость снижения может быть выражена так:

$$V_y = \sqrt{8} \sqrt{\frac{G}{l^2}} \frac{C_x}{C_{y1,5}} \sqrt{\lambda} \quad (\text{м/сек});$$

чтобы определить теперь $\frac{G_x}{C_{y1,5} \sqrt{\lambda}}$, поступаем следующим образом. Полярю всего планера выражаем через

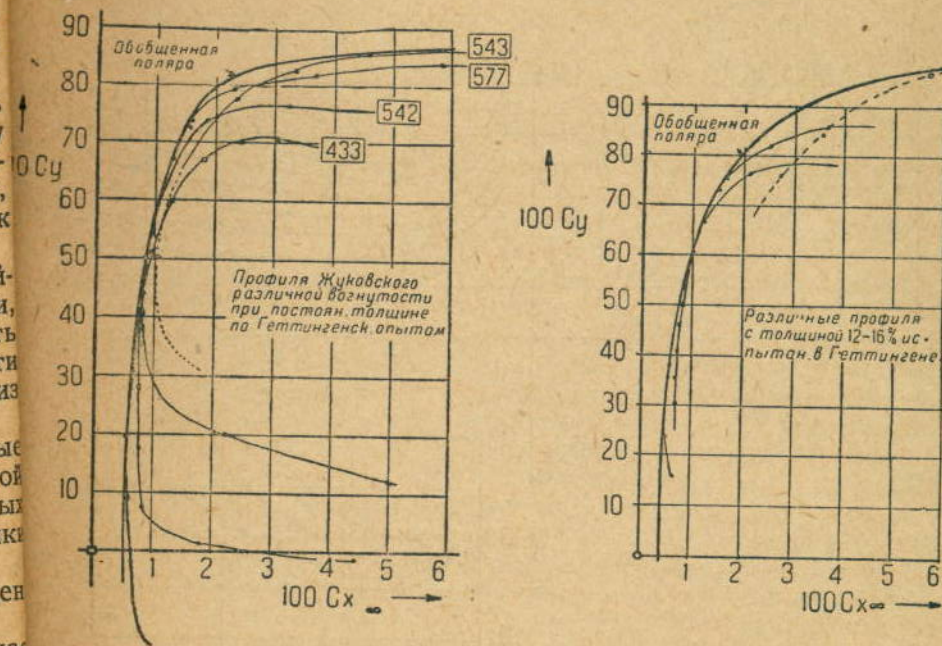
$$C_y = \frac{2}{\pi \lambda} C_y^2 + C_{x2a} + C_{x \text{ вр.}}$$

где $C_{x \text{ вр.}} = \frac{\Sigma C_x S'}{S}$; $C_{x\infty} = f(C_y)$, причем эта последняя функция задана графически; тогда:

$$\frac{C_x}{C_{y1,5}} = \frac{2}{\pi \lambda} \cdot C_y^{0,5} + (C_{x\infty} + C_{x \text{ вр.}}) C_y^{-1,5}. \quad 18$$

Дифференцируя по C_y , получим искомый минимум из следующего уравнения:

$$\frac{C_y^2}{\pi \lambda} + \frac{dC_{x\infty}}{dC_y} \cdot C_y - 1,5 (C_{x\infty} + C_{x \text{ вр.}}) = 0.$$



Фиг. 25. Выбор дужки.

отсюда мы получаем выражение для наивыгоднейшего λ :

$$\lambda_{\text{наивыг}} = \frac{C_y^2}{\pi (\Phi + 1,5 C_{x \text{ вр.}})} \quad 19$$

следовательно:

$$\frac{C_x}{C_{y1,5} \sqrt{\lambda}} = \frac{1}{\sqrt{\pi C_y}} (2\Phi + C_{x\infty} + 4C_{x \text{ вр.}}) \sqrt{\Phi + 1,5 C_{x \text{ вр.}}} = \varphi. \quad 20$$

выражение

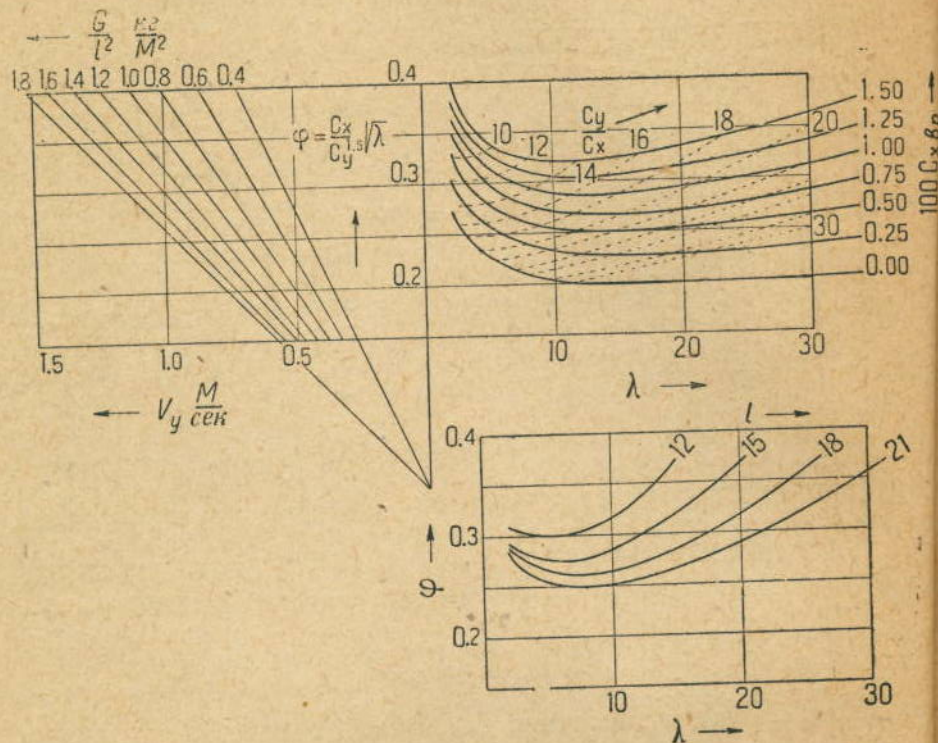
$$\Phi = 1,5 C_{x\infty} - \frac{dC_{x\infty}}{dC_y} \quad 21$$

может быть определено для разных C_y по обобщенной полярю, после

чего мы сможем получить аэродинамический коэффициент скорости снижения:

$$\frac{C_x}{C_y^{1.5}} \sqrt{\lambda}$$

выраженный через λ и $C_{x \text{ вр}}$. В дальнейших расчетах для упрощения назовем этот коэффициент буквой φ . На фиг. 26 приведен результат такого расчета, в основу которого были положены продувки Геттингенской аэродинамической лаборатории.



Фиг. 26. Номограмма для подсчета скорости снижения и угла планирования.

Аналогично коэффициенту φ можно выразить и качество $K = \frac{C_y}{C_x}$ изобразить на диаграмме. Хотя употребление обобщенной поля в этом случае не совсем точно (действительные величины K для отдельных дужек будут несколько больше), все же этого достаточно для предварительного расчета.

Вид кривой $\varphi = f(\lambda, C_{x \text{ вр}})$ обнаруживает, во-первых, что коэффициент φ меняется очень мало, если $\lambda > 10$, и, во-вторых, — минимум φ лежит между $\lambda = 10$ и $\lambda = 20$.

Чтобы теперь иметь исходные условия для данного проекта, мы должны решить вопрос о площади или размахе. Далее необходи-

оценить вредное сопротивление. Результаты продувок дают для этих величины меньшие цифры, чем те, которые обнаруживаются при испытании в полете.

Если, например, из обработки барограммы испытательного полета известна скорость снижения планера-парителя, определен полетный вес и измерен размах, то коэффициент φ определяется из выражения

$$\varphi = \frac{V_y l}{\sqrt{8G}}$$

Если найденную величину φ нанести на диаграмме фиг. 19 при соответствующем λ , то можно определить величину $C_{x \text{ вр}}$, а следовательно и так называемую эквивалентную вредную площадь или $\Sigma C_x S'$, где C_x — коэффициент лобового сопротивления соответствующей детали и S' — ее площадь миделя. Автор нанес на диаграмму такие точки для трех известных рекордных планеров-парителей и нашел в результате среднюю величину эквивалентной вредной площади:

$$\Sigma C_x S' = 0,214 \text{ м}^2.$$

Хотя эта величина кажется очень большой и можно предположить, что данные планеры были испытаны не на лучших режимах, тем не менее при проектировании следовало бы пользоваться именно этой цифрой, поскольку большинство планеров при расчетах на бумаге получаются значительно лучше, чем при испытаниях в воздухе.

Используем данную диаграмму дальше. Предположим, что мы хотим построить паритель с размахом в 15 м. Подсчитывая нужную несущую поверхность и удлинение для различных $C_{x \text{ вр}}$ при помощи приведенной выше величины $\Sigma C_x S' = 0,214 \text{ м}^2$, мы сможем таким образом нанести эти точки на диаграмме¹. Отсюда будет ясно видно влияние изменения площади или удлинения при постоянном размахе; отсюда вытекает также заключение, что качество значительно изменяется только при малых удлинениях. Уже начиная от $\lambda = 8$ при постоянных размахах изменение качества очень мало.

Этот результат также достоин внимания и указывает на невыгодность применения слишком больших удлинений².

При определении скорости снижения мы должны произвести подсчет веса пустой машины. Для этой цели было собрано некоторое количество цифр для весов и подобрана аналитическая связь

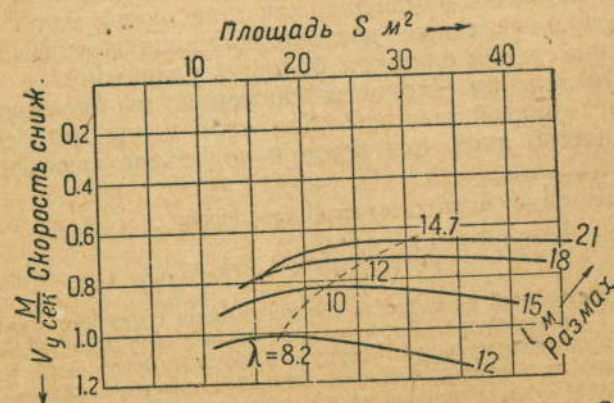
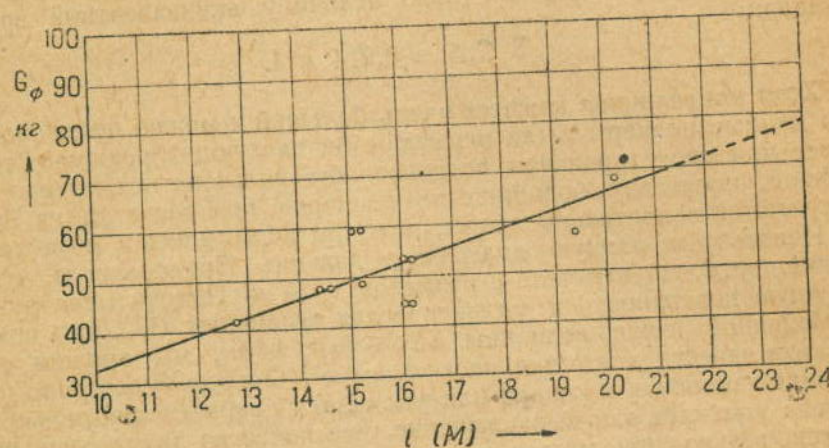
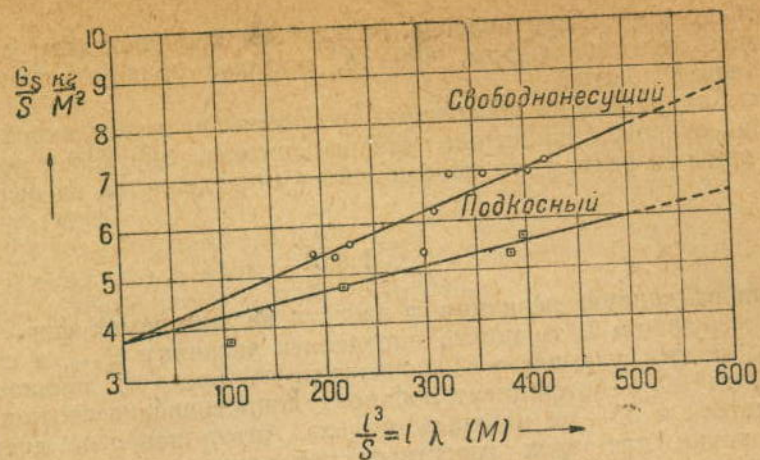
¹ Что соответствует площади плоской пластинки:

$$\Sigma = \frac{0,214}{0,64} = 0,334 \text{ м}^2.$$

Обработка испытаний на скорость снижения семи советских планеров-парителей (см. ст. Б. Т. Горощенко, Аэродинамика планеров VII слета, «Самолет» № 3, 1931 г.) дает несколько меньшую цифру — 0,205 м². Всего было испытано девять планеров, но два из них при подсчете средней исключены: «Кача» — из-за плохой формы и «Гамаюн» — из-за неточности его испытания. Прим. ред.

² Кривые φ по λ для размахов 12, 15, 18, и 21 м построены на отдельном графике, внизу на фиг. 26. Прим. ред.

³ При неизменном размахе. Прим. ред.



Фиг. 27. Вес 1 м² поверхности крыла. Вес фюзеляжа с оперением. Скорости снижения для разных площадей и размахов (подсчитаны для свободнонесущего планарителя с вредной площадью 0,214 м²).

по этому статистическому материалу (фиг. 27). По формуле, выведенной Лахманом, вес крыла:

$$G_k = mS + \frac{p}{n}, \quad 23$$

вес фюзеляжа:

$$G_\phi = kl. \quad 24$$

В последней приближенной формуле в вес хвостового оперения входит и вес фюзеляжа. Проверка этих формул по существующим конструкциям указывает на то, что эти формулы могут применяться вполне надежно.

Общий полетный вес может быть выражен так:

$$G = mS + \frac{p}{n} + kl + G_n, \quad 25$$

где G_n — вес пилота и оборудования.

Нагрузка на квадрат размаха:

$$\frac{G}{l^2} = \frac{m}{\lambda} + \frac{1}{n} + \frac{k}{l} + \frac{G_n}{l^2}, \quad 26$$

где соответствующие коэффициенты:

$$\begin{aligned} m &\cong 3,81 \text{ кг/м}^2; \\ k &\cong 3,27 \text{ кг/м}; \\ n_c &= 125 \text{ м}^2/\text{кг} \text{ — для свободнонесущего крыла;} \\ n_n &= 225 \text{ м}^2/\text{кг} \text{ — для подкосного крыла.} \end{aligned}$$

Для нашего планера, который мы будем полагать свободнонесущим, получаем кривую скорости снижения, как функцию площади.

Отсюда видно, что чрезвычайно большое удлинение при данном размахе, т. е. небольшая площадь, ни в коем случае не дает наименьшей скорости снижения. Хотя нельзя выразить количественно влияние угла планирования на способность парения и на общее достоинство конструкции, но все же предпочтительнее применение больших удлинений¹.

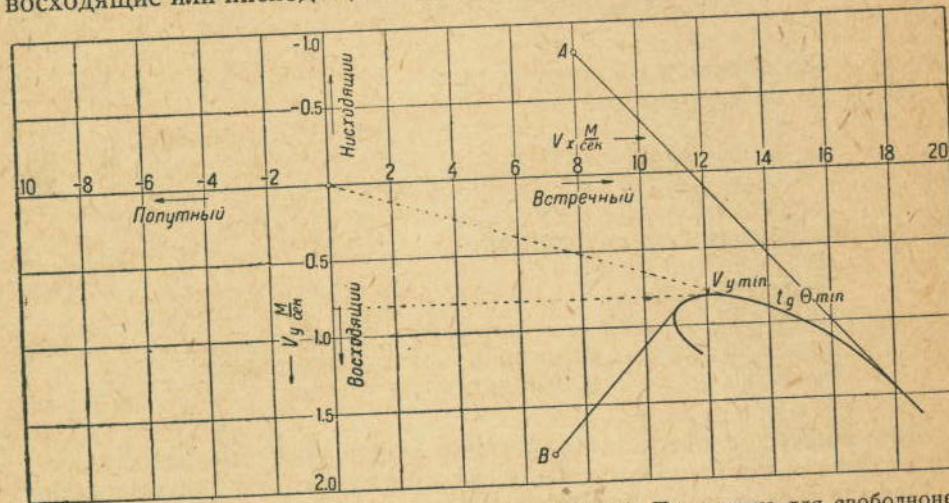
Если мы теперь углубимся в детали проекта, то можем вычертить так называемую «диаграмму скоростей»², положив в основу выбранную дужку и цифры, полученные для окончательного проекта (фиг. 28).

Желательно получить возможно более плоскую кривую, что может быть достигнуто выбором хорошего удлинения. Среднее значение скорости снижения, меняющейся вследствие изменения скорости ветра, должно не слишком сильно отклоняться от лучшего значения. Подобная диаграмма имеет особенный интерес для пилотов,

¹ В особенности при одновременном увеличении размаха. Прим. ред.

² Указательницу глиссад. Прим. ред.

совершающих полеты на дальность. Когда не имеется восходящих потоков, аппарат нужно вести таким образом, чтобы угол планирования по отношению к земле был по возможности наименьшим. Вследствие влияния ветра (встречного или попутного) этот угол отличен от угла относительно окружающего воздуха. Поведение аппарата в полете без восходящих потоков легко определяется с помощью диаграммы скоростей, а именно: в случае встречного ветра наилучшее положение оказывается при увеличении скорости по отношению к воздуху, а в случае попутного ветра — при уменьшении ее. Таким образом, чтобы получить наименьший угол планирования относительно земли, правильнее будет держать большую скорость при встречном ветре и меньшую — при попутном, чем в обоих случаях летать при наименьшем угле планирования относительно воздуха. Если имеются восходящие или нисходящие потоки, их нужно соответственно вычитать



Фиг. 28. Диаграмма скоростей (указательница глissад). Подсчитана для свободнонесущего планера-парителя с дужкой Геттинген 535. Размах—15,25 м. Площадь—19,3 м². Полетный вес—220 кг. Вредная площадь—0,214 м².

или прибавить к скорости снижения и получить таким образом наилучшее положение в полете из рассмотрения обоих эффектов изменения полетной скорости¹.

К сожалению, в данной статье нельзя войти во все детали, определяющие конструкцию планера. Прежде всего конструктор должен всегда помнить, что даже тот аппарат, который хорош в аэродинамическом отношении, все же не будет иметь больших достижений в полете, если недостаточно хороши его летные качества. Если пилот не имеет полного доверия к своей машине и не уверен, что она выйдет с честью из трудного положения, он сможет добиться от нее

¹ Точка А на фиг. 28 соответствует встречному нисходящему потоку; наиболее пологому планированию при этом соответствует полет на большой скорости. Точка В соответствует встречному восходящему потоку; наиболее крутому подъему соответствует полет на скорости, близкой к посадочной. Прим. ред.

хороших полезных результатов только при особенно благоприятных условиях. По мнению автора, лучше поступиться некоторым количеством аэродинамической эффективности, но получить зато хорошие летные качества.

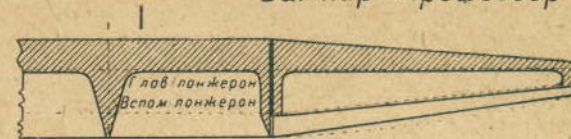
Большой размах крыльев планеров-парителей, естественно, только тогда выгоден, когда применяются крылья, суживающиеся к концам.

Прямоугольная форма крыла в плане имеет статические и динамические недостатки, которые не следует забывать, даже если одна из главных целей, — удешевление постройки планера. Это относится также и к самолетам, хотя имеется много людей, имеющих противоположную точку зрения; им можно только посоветовать отправиться к кораблестроителям и сказать, что лучше всего, чтобы все шпангоуты корабля были одного размера и формы; ответ, который они получают, является и мнением автора.

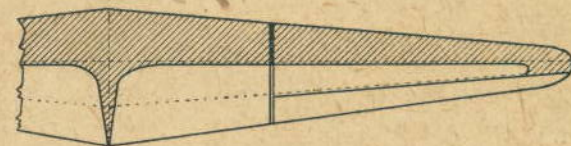
Обыкновенно употребляют формы крыльев в плане, показанные на фиг. 29, из которых I — крыло, расчаленное подкосами, II — свободнонесущее и III — может быть и тем и другим.

Выбор нужно обосновывать на индуктивном сопротивлении этих форм крыла, которое может быть определено по методу Глауэрта. Однако при этом обнаруживается, что между различными формами крыла существует очень небольшая разница, если только они не слишком отклоняются от крыльев с эллиптическим распределением подъемной силы. Влияние формы в плане имеет большое значение на маневренность. Для получения хорошей управляемости, нужно что-

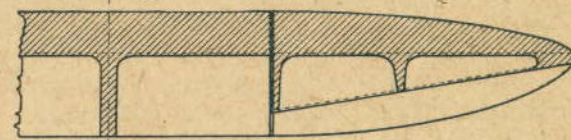
Вампир-Профессор



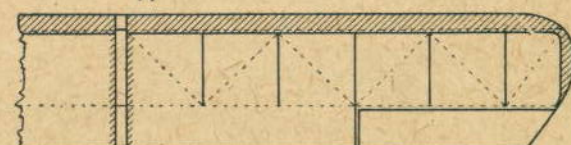
II



III

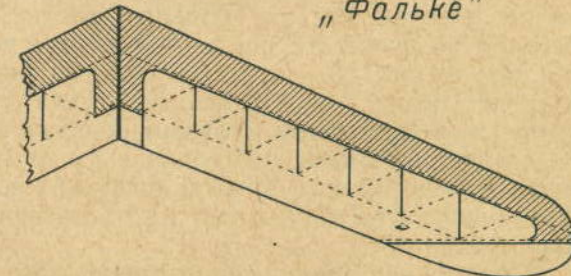


IV



„Прюфлинг“

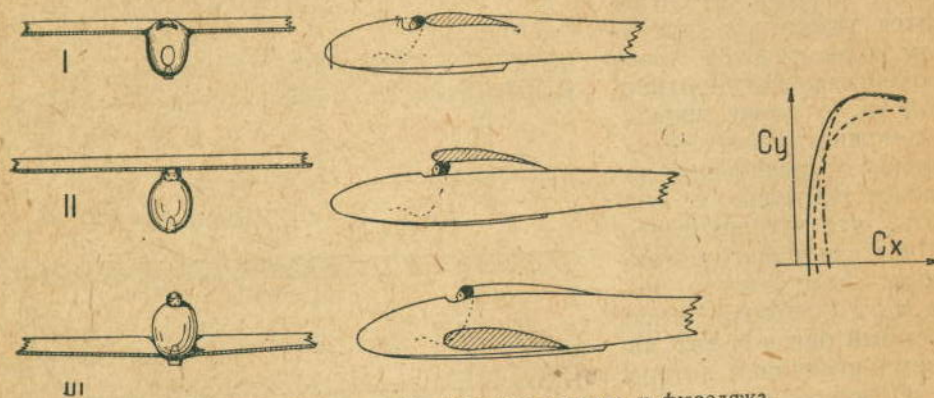
V



„Фальке“

Фиг. 29. Различные формы крыльев.

бы в случае потери скорости поток воздуха срывался сначала с центральной части крыла. В этом случае поддерживается поперечная устойчивость. Форма элеронов должна гарантировать достаточно большую их хорду непосредственно у внешних концов. Поэтому очень хорошая форма, показанная на фиг. 22 — I пунктиром. Крылья стреловидной и закрученной формы дали очень хорошие летные характеристики. Такая форма гарантирует против перехода в штопор. Тренировочный планер-паритель «Фальке», сконструированный автором, подтвердил эти опыты, произведенные много лет тому назад. Наилучшее положение фюзеляжа по отношению к крылу до сих пор не может быть окончательно установлено. По испытаниям в аэродинамической трубе можно считать, что схема I (фиг. 30) является наиболее подходящей. Однако необходимость выреза в передней кромке крыла делает это устройство несколько неудобным. По этой причине схема II считается лучшей и преимущественно применяется в настоящее время. Нарушение подъемной силы на центральной части крыла в парящем полете



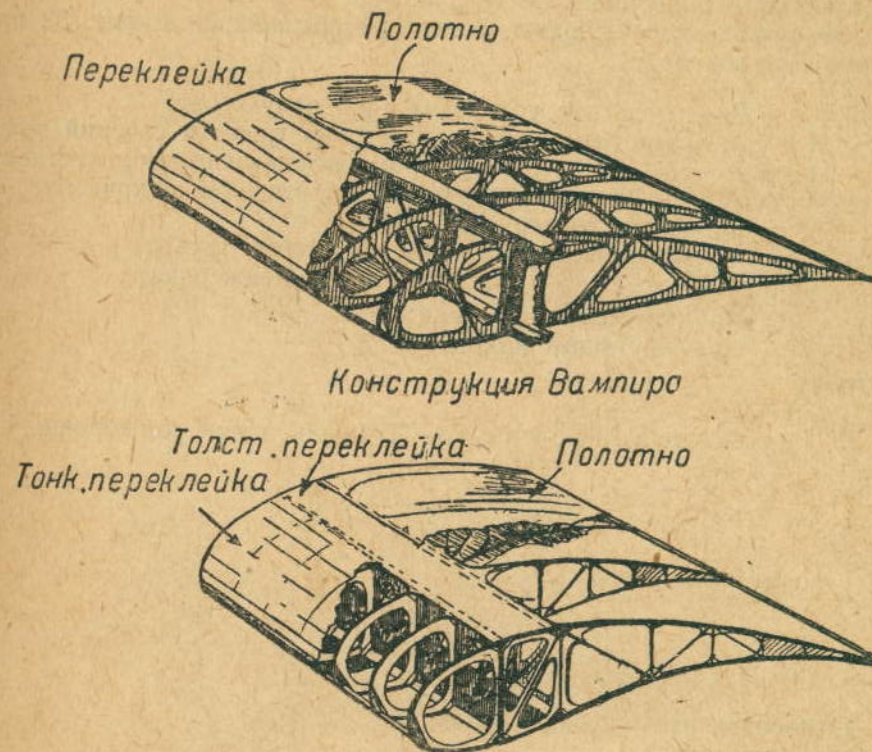
Фиг. 30. Взаимное расположение крыла и фюзеляжа.

очень заметно, так как большей частью полет производится при высоком коэффициенте подъемной силы, и поляры приблизительно такие, как на фиг. 30. Чистая схема низко расположенного крыла имеет такие же недостатки. Правда, последняя схема часто удачно применяется в самолетах, главным образом под влиянием Юнкера, но не следует забывать, что влияние струи винта на крыло, когда ось винта находится над крылом, очень благоприятно и что экономия в весе вполне уравнивает соответствующее увеличение лобового сопротивления.

В настоящее время для планеров-парителей применяется почти всегда конструктивная схема типа «Вампир» (фиг. 31). Один лонжерон, расположенный в наиболее толстой части крыла (около 30—35% хорды от передней кромки), воспринимает изгибающий момент; передняя часть крыла, осуществленная в виде коробки или трубы, сопротивляется скручивающему моменту. Второй лонжерон, более легкий, служит для крепления элеронов и для соединения концов нервюр. Прочность обшивки передней кромки крыла на сдвиг может быть гарантирована

только тогда, когда нервюры находятся на достаточно близком расстоянии одна от другой.

Теоретически наилучшим лонжероном является лонжерон прямоугольного коробчатого типа с тонкими стенками, который в настоящее время применяется в конструкциях металлических самолетов. Однако еще не вполне выясненным является вопрос, как в деревянной конструкции сделать тонкие стенки достаточно жесткими и в то же время достаточно легкими. Приходится употреблять излишнее количество



Фиг. 31.

материала, и таким образом преимущества подобной конструкции очень невелики. Для освещения этого вопроса в данном направлении должны быть проведены испытания. Очень важным вопросом является жесткость крыльев для сопротивления колебаниям изгиба и кручения. Последнее легко преодолеть, если поместить ось жесткости крыла как можно дальше вперед от центра давления. Кроме этого необходимо следить за тем, чтобы элероны не имели люфта. По этой же причине элероны, как и вообще концевые части крыльев, должны иметь возможно более легкую конструкцию.

Жесткость на изгиб такого свободнонесущего крыла с большим размахом прежде всего зависит от высоты лонжерона по сравнению с размахом крыла, а также от распределения нагрузки (подъемной

сны). То же может быть сказано о частях конструкции, сопротивляющихся кручению. Таким образом суживающееся крыло имеет преимущества во всех отношениях перед прямоугольным. На фиг. 32 произведено сравнение двух крыльев с одинаковым размахом и площадью, а следовательно и удлинением; одно крыло — прямоугольной формы в плане, другое — суживающейся трапецидальной формы. Предположив одинаковую дужку и угол атаки, можно вычислить толщину двух поперечных сечений полков, работающих на изгиб, и носков, работающих на кручение.

Для вывода последующих формул к обозначениям фиг. 32 прибавим следующие:

P — расчетное усилие на одно полукрыло;
 $h = c_1 b$ — расстояние между центрами тяжести сечений полков;
 $r = c_2 b$ — » » центром давления и центром жесткости;
 $S = c_3 b^2$ — площадь сечения трубы, работающей на кручение;
 $U = c_4 b$ — периметр сечения трубы;
 τ — напряжение на кручение стенок трубы;
 σ — » » изгиб полков лонжерона;
 $M_{из}$ — изгибающий момент;
 $M_{к}$ — крутящий момент.

А. Изгиб

1. Прямоугольное крыло. Площадь полки лонжерона:

$$F_x = \frac{M_{изx}}{h\sigma} = \frac{Px \cdot x \cdot \frac{l}{2} \cdot \frac{1}{2}}{c_1 b \cdot \sigma};$$

у корня ($x = l$);

$$F_1 = \frac{P \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{2}}{c_1 b \cdot \sigma}.$$

Относительная площадь полков:

$$Y_x = \frac{F_x}{F_1} = x^2.$$

П. Трапецевидное крыло. Площадь полки лонжерона:

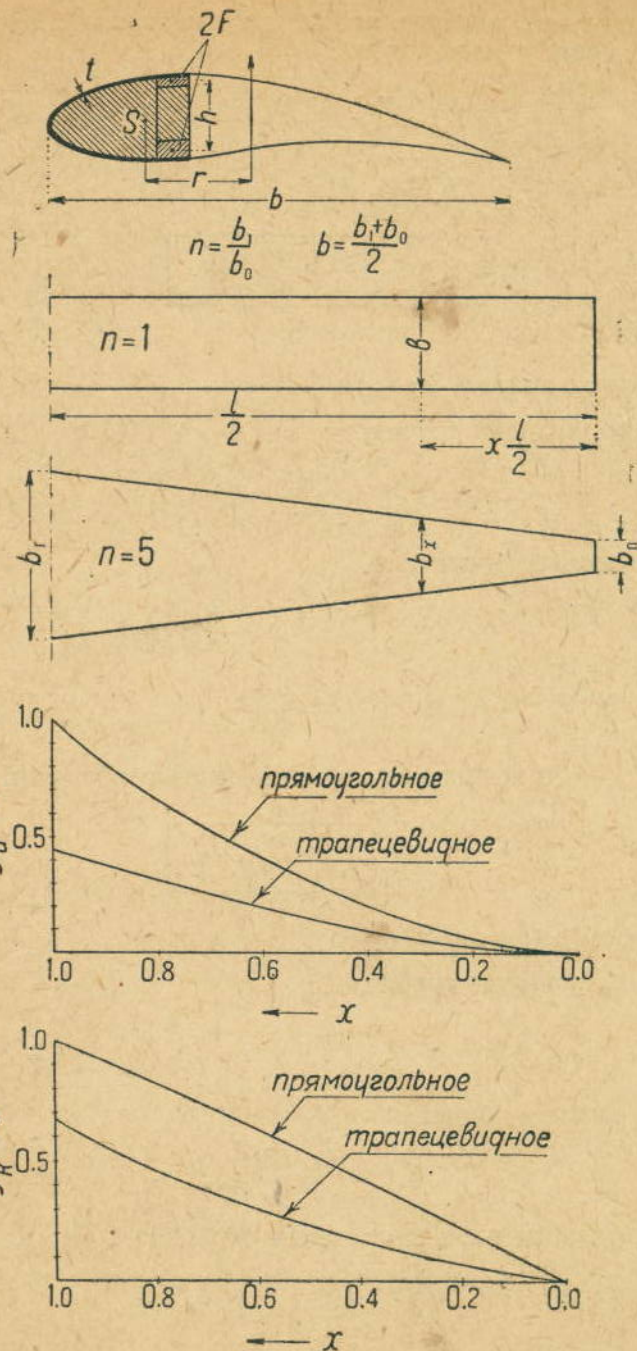
$$F_x = \frac{M_{изx}}{h_x \cdot \sigma} = \frac{1}{c_1 b_x \sigma} \cdot P \frac{(b_0 + b_x)x}{b_0 + b_1} \cdot \frac{x l}{3 \cdot 2} \cdot \frac{2b_0 + b_x}{b_0 + b_x};$$

после сокращения и принимая во внимание, что

$$b_0 + b_1 = 2b,$$

получим:

$$F_x = \frac{1}{c_1 b_x \sigma} \cdot P \frac{2b_0 + b_x}{2b} \cdot \frac{1}{3} \cdot \frac{l}{2} x^2.$$



Фиг. 32. Сравнение прямоугольного и трапецевидного крыла по весу

Относительная площадь полки (по отношению к площади полки у корня в прямоугольном крыле):

$$Y_u' = \frac{F_x}{F_1} = \frac{1}{3} \frac{2b_0 + b_x}{b_x} x^3,$$

но так как

$$b_x = b_0 [1 + x(n-1)],$$

то

$$Y_u' = \frac{x^3}{3} \cdot \frac{3 + x(n-1)}{1 + x(n-1)}.$$

В. Кручение

1. Прямоугольное крыло

Толщина обшивки трубы:

$$t_x = \frac{M_{kx}}{2S_x \tau} = \frac{P \cdot x \cdot r}{2S_x \tau} = \frac{P \cdot x \cdot c_2 b}{2 \cdot c_3 \cdot b^2 \tau}.$$

Площадь сечения обшивки:

$$U \cdot t_x = \frac{P c_2 x}{2 \cdot c_3 b^2 \tau} \cdot c_4 b = \frac{P \cdot c_2 \cdot c_4}{2 c_3 \tau} x;$$

у корня ($x=1$):

$$U \cdot t_1 = \frac{P c_2 c_4}{2 c_3 \tau}.$$

Относительная площадь сечения обшивки:

$$Y_k = \frac{U t_x}{U t_1} = x.$$

II. Трапецевидное крыло

Толщина обшивки трубы:

$$t_x = \frac{M_{kx}}{2S_x \tau} = \frac{1}{2S_x \tau} \int_0^x P \frac{b_x}{b} dx \cdot r_x = \frac{P c_2}{2b \cdot c_3 b_x^2 \tau} \int_0^x b_x^2 dx.$$

Площадь сечения обшивки:

$$U_x t_x = \frac{P c_2 \cdot c_4}{2 c_3 b \cdot b_x \tau} \int_0^x b_x^2 dx.$$

Относительная площадь сечения обшивки:

$$Y_k' = \frac{U_x t_x}{U t_1} = \frac{1}{b b_x} \int_0^x b_x^2 dx.$$

Принимая во внимание (28) и

$$b = \frac{b_0}{2} (n+1),$$

получим:

$$Y_k' = \frac{2 \int_0^x [1 + x(n-1)]^2 dx}{(n+1) [1 + x(n-1)]} = \frac{2}{3(n+1)} \cdot \frac{x^3(n-1)^2 + 3x^2(n-1) + 3x}{1 + x(n-1)}. \quad 32$$

Чтобы получить величину выигрыша в весе по всему крылу, определим объемы полок и обшивки трапецевидного крыла. Для этого интегрируем по размаху от 0 до 1 формулы (27), (29), (30) и (32).

Объем полок прямоугольного крыла:

$$V_u = \int_0^1 x^3 dx = \frac{1}{3}.$$

Объем полок трапецевидного крыла:

$$V_u' = \frac{1}{3} \int_0^1 \frac{x^3(n-1) + 3x^2}{x(n-1) + 1} dx = \frac{1}{3} \left[\frac{1}{3} + \frac{1}{n-1} - \frac{2}{(n-1)^2} + \frac{2}{(n-1)^3} \ln n \right].$$

Выигрыш в весе полок трапецевидного крыла по сравнению с прямоугольным (относительный объем полок):

$$V_u = \frac{V_u'}{V_u} = \frac{1}{3} + \frac{1}{n-1} - \frac{2}{(n-1)^2} + \frac{2}{(n-1)^3} \ln n. \quad 33^1$$

Объем обшивки прямоугольного крыла:

$$V_k = \int_0^1 x dx = \frac{1}{2}.$$

Объем обшивки трапецевидного крыла:

$$V_k' = \frac{2}{3(n+1)} \int_0^1 \frac{x^3(n-1)^2 + 3x^2(n-1) + 3x}{x(n-1) + 1} dx = \frac{2}{3(n+1)} \left[\frac{n-1}{3} + 1 + \frac{1}{n-1} - \frac{1}{(n-1)^2} \ln n \right].$$

Выигрыш в весе обшивки трапецевидного крыла по сравнению с прямоугольным (относительный объем обшивки):

$$\bar{V}_k = \frac{V_k'}{V_k} = \frac{4}{3(n+1)} \left[\frac{n-1}{3} + 1 + \frac{1}{n-1} - \frac{1}{(n-1)^2} \ln n \right] \quad 34$$

¹ Объем полок эллиптического крыла, полученный в результате подобных же рассуждений, будет: $V_u'' = \frac{32-9\pi}{18} = 0,211$, а выигрыш веса по сравнению с прямоугольным крылом:

$$(V_u)_e = \frac{V_u''}{V_u} = 0,211 : \frac{1}{3} = 0,633.$$

Прим. ред.

Для нашего случая ($n=5$) из (33) и (34) получаем:

$$\bar{V}_u = 0,509.$$

$$\bar{V}_k = 0,463.$$

Итак в этом случае, применяя суживающиеся крылья, можно сэкономить около 50% в весе обшивки носка и полок лонжерона. Также ясно, что для одинаковой нагрузки деформации изгиба и кручения значительно больше для крыла прямоугольной формы².

Для крыльев с большим размахом в смысле веса наиболее благоприятным является тип крыла, расчлененного подкосами («Профессор», «Вена»).

Добавочное лобовое сопротивление подкосов почти нейтрализуется применением более тонкой дужки. Этот тип выгоден тогда, когда и кручение воспринимается подкосами, так как части, работающие на кручение, по крайней мере так же тяжелы, как и части, работающие на изгиб.

Конечно, нельзя сказать точно, какой тип крыла является наилучшим. Тем не менее подобные вычисления, основанные на соображениях аэродинамики и сопротивлении материалов, дают полезные указания конструктору.

Все эти соображения приложимы не только к проектированию планеров-парителей. Поскольку это касается конструкции, планеры-парители являются в сущности «опытом в натуру» для разрешения различных проблем самолетостроения. Фюзеляжи рекордных планеров-парителей в настоящее время имеют круглое или эллиптическое поперечное сечение и фанерную обшивку (фиг. 33). Трехстрингерная схема с закругленным нижним углом очень проста при конструировании и удобна для пилота. Небольшие тренировочные планеры имеют фюзеляж четырех- или шестигранный. При фюзеляже с чрезвычайно малым миделем возможно, конечно, только штурвальное управление,

¹ Эллиптическое крыло в части, работающей на изгиб, будет составлять по сравнению с трапецевидным крылом ($n=5$) $\frac{0,633}{0,509} = 1,243$, т.е. утяжеление элементов, работающих на изгиб, $\sim 25\%$. Прим. ред.

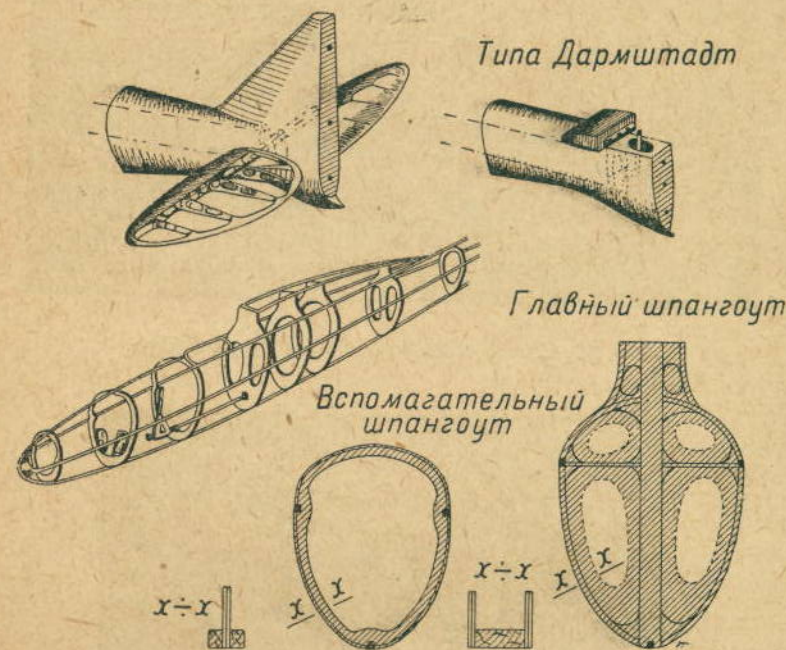
² К этому еще следует прибавить, что и индуктивное сопротивление трапецевидного крыла при соотношении хорд 1:5 вероятно не больше, чем у прямоугольного крыла тех же размаха и удлинения. Готовыми цифровыми данными мы располагаем только для удлинения $\lambda = 6,28$, т.е. порядка самолетных удлинений (см. Г. Глауэрт, «Основы теории крыльев и винта», ГНТИ, 1931 г., стр. 106, 107 и 112, фиг. 85, 88). Поправочный коэффициент к индуктивному сопротивлению эллиптического крыла с отношением хорд 1:5 и для удлинения $\lambda = 2\pi = 6,28$ равен $1 + \sigma = 1,025$. Тот же коэффициент для прямоугольного крыла того же удлинения: $1 + \sigma = 1,05$. Таким образом с трапецевидным крылом при отношении хорд $n=5$ и удлинении $\lambda = 6,28$ мы выигрываем в индуктивном сопротивлении 2,5% по сравнению с крылом прямоугольным. Что касается больших удлинений порядка планерных, то за неимением готовых цифровых данных, для которых необходимы довольно громоздкие вычисления, можно только по аналогии предполагать, что преимущество останется за трапецевидным крылом.

поэтому для парителей с высокими летными качествами применяется именно эта конструкция. Органы управления имеют конструкцию, подобную крылу. В планерах-парителях обычно применяется руль высоты без стабилизатора. Обычная конструкция заднего конца фюзеляжа — по типу «Профессора» или «Вены». Отсутствие у руля высоты стабилизатора не вызывало аварий. Необходимо только правильно выбрать передаточные числа механизма.

В учебных планерах поверхности горизонтального оперения обязательно состоят из неподвижного стабилизатора и руля высоты.

Оперение типа
Профессор Вена

Типа Дармштадт



Фиг. 33. Конструкция фюзеляжа рекордного планера.

В Германии существуют следующие нормы для расчета на прочность планеров — учебных и парителей.

Крыло

Случай I. Сила, соответствующая полету с наиболее передним положением центра давления. Коэффициент безопасности — 6.

Случай II. Сила, соответствующая полету с максимальным крутящим моментом. Коэффициент безопасности — 1.

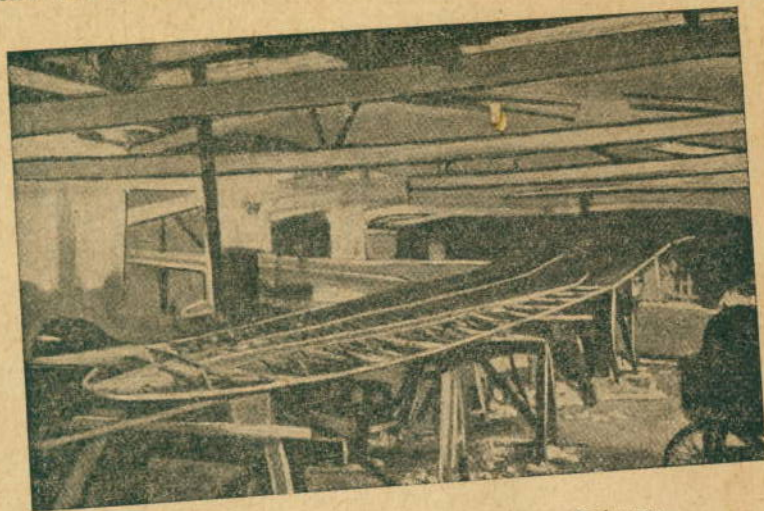
Случай III. Сила, соответствующая посадке (расчетная нагрузка — вес крыла). Коэффициент безопасности 6 — 8.

Фюзеляж

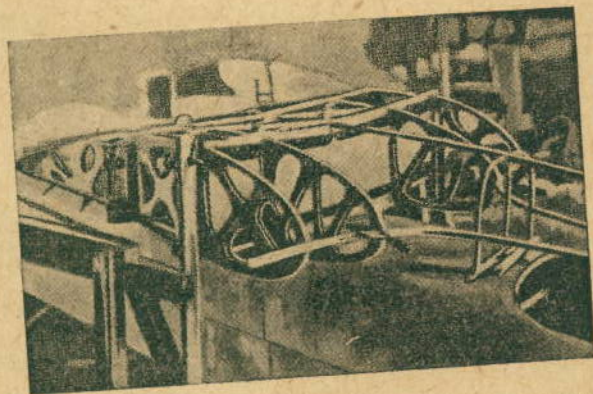
Случай I. Сила, возникающая от нагрузки на хвостовое оперение. Разрушающая нагрузка на оперение равна разрушающей нагрузке на фюзеляж.

Случай. II. Сила, возникающая при посадке. Разрушающая нагрузка равна 6—8-кратной нагрузке на крылья.

Случай III. Силы, действующие на соединение крыльев с фюзеляжем при ударе крылом о землю. Разрушающее усилие — 50 кг приложено на конце крыла по направлению хорды.



Фиг. 34. Конструкция крыла планера «Фэфкфр».



Фиг. 35. Соединение крыла с фюзеляжем и центроплан с креплениями у планера «Фэфкфр».

Хвостовое оперение и элероны

Руль высоты и руль направления: разрушающая нагрузка 150 кг/м^2 .

Элероны: разрушающая нагрузка — 75 кг/м^2 .

При расчете на прочность надлежит построить поляр крыла и всего аппарата.

Проверка статической устойчивости также необходима.

В Германии принято брать только два случая нагрузки на крыло¹ для расчета крыльев на прочность, так как нет необходимости в промежуточной точке, лежащей между крайним передним положением центра давления и пикированием.

Первый случай проверяет, достаточно ли прочность крыла при изгибе и при наличии слагающей силы, направленной по хорде вперед. Второй случай проверяет, достаточно ли прочность крыла на кручение при наличии слагающего усилия, направленного назад.

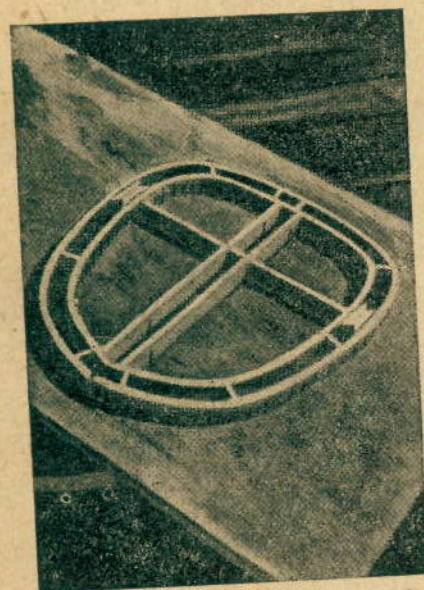
Эти случаи предусматривают максимальные возможные усилия. Многолетний опыт доказал, что упомянутые выше усилия являются вполне исчерпывающими. Кроме вышеизложенных методов и положений при проектировании могут быть применены те же методы и положения, какие применяются при проектировании самолетов.

Несколько фотографий (фиг. 34—42) знакомят читателя с конструкциями деталей некоторых типов планеров.

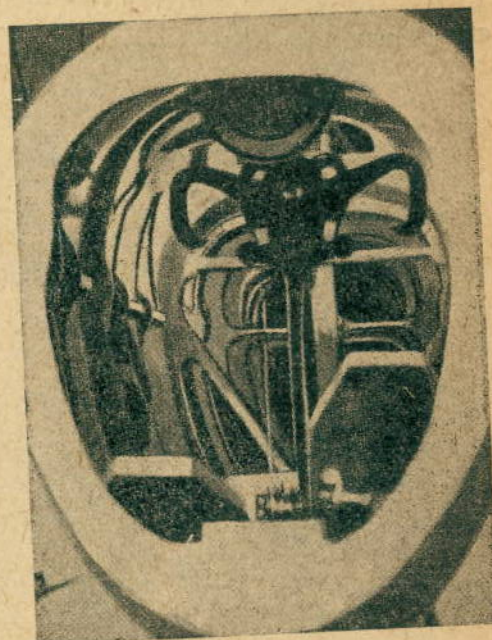
¹ В полете. Прим. ред.

Значение безмоторного летания для развития авиации

Теперь остается в заключение установить значение безмоторного полета для развития моторных самолетов. О значении планеризма, как летной тренировки, говорилось достаточно много. Поэтому нет надобности повторять, что если пилот научился управлять легким планером-парителем при ветре и в облаках, то он набрался опыта для всей своей дальнейшей летной деятельности, такого опыта



Фиг. 36. Шпангоут фюзеляжа в процессе сборки.



Фиг. 37. Сидение пилота и управление «Фафкира».

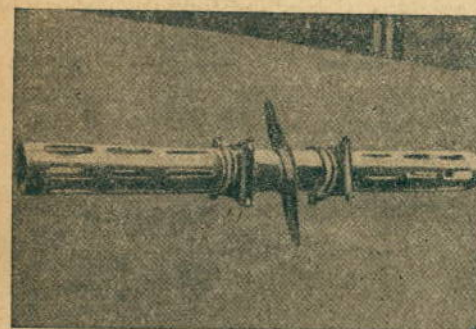
который он не мог бы приобрести в авиационной школе. Пилот должен иметь достаточные познания в метеорологии и уметь предсказывать погоду, если он хочет достигнуть хороших результатов в парящем полете. Парящий полет внес новое в метеорологию и положил начало новым исследованиям вертикальных движений воздуха.

Техническое значение конструкции планера-парителя в наши дни ясно из первой части статьи.

Мне хотелось бы коснуться только еще одной, особенно плодотворной, области исследования безмоторного полета. После окончания войны 1914—1918 гг. началось повсеместно применение самолетов для коммерческих целей. Воздушные линии росли

из года в год и в настоящее время покрывают большие области различных континентов. Воздушное сообщение имеется чуть-ли не везде, но его как раз нет там, где есть естественное поле для его развития, именно — до сих пор все еще нет воздушного сообщения между материками, хотя именно здесь быстрое сообщение действительно необходимо и имеет все данные для быстрого развития и самоокупаемости. Спрашивается, какая польза в скорейшем из всех способов передвижения, если им не пользуются в области, где он особенно необходим?

И что за смысл в этой широко рекламируемой скорости, если она получается при огромной затрате энергии? Надо полагать, что главной проблеме этого способа сообщения, т. е. экономии его, не уделено достаточно внимания. Что можно было бы сказать, если бы кто-нибудь оборудовал телегу фермера мотором в 100 л. с. и совершал бы переезды от одной базы с горючим до другой со скоростью 100 км/час? Самым умным было бы посоветовать применить в этой телеге шарикопод-



Фиг. 38. Труба для крепления руля высоты у планера «Профессор».

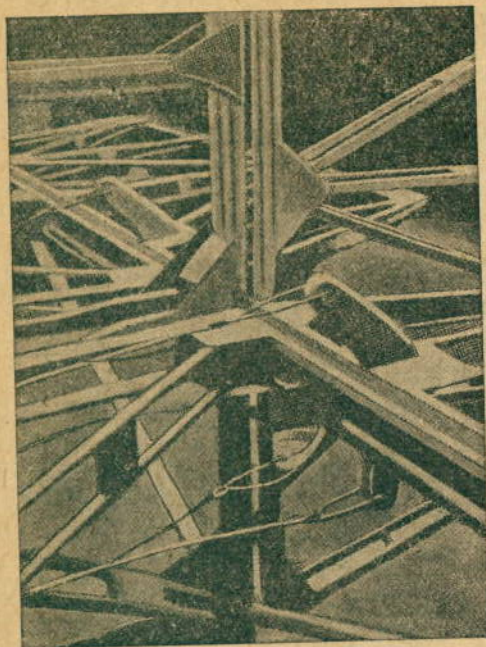


Фиг. 39. Хвостовое оперение планера «Луфтикус» (паритель Берлинского кружка).

шипники для уменьшения трения. Может быть, это покажется диким, но надо признаться, что все современные самолеты не имеют такого хорошего коэффициента трения, как телега фермера (даже без шарикоподшипников!).

Неужели есть сомнения в том, что эта телега будет катиться сама собой под уклон 1 : 15. Но можно ли указать самолет, имеющий угол планирования 1 : 15? Единственными летательными аппаратами, которые могут состязаться с этим соперником (телегой), являются планеры-парители с высокими летными характеристиками, вроде тех, что ежегодно соревнуются на получение первого приза в Рене. Это сравнение показывает, куда должны быть направлены усилия для развития действительно экономного летательного аппарата. Значительное уменьшение коэффициента трения является насущной необходимостью при проектировании самолетов. Конечно, можно было бы провести необ-

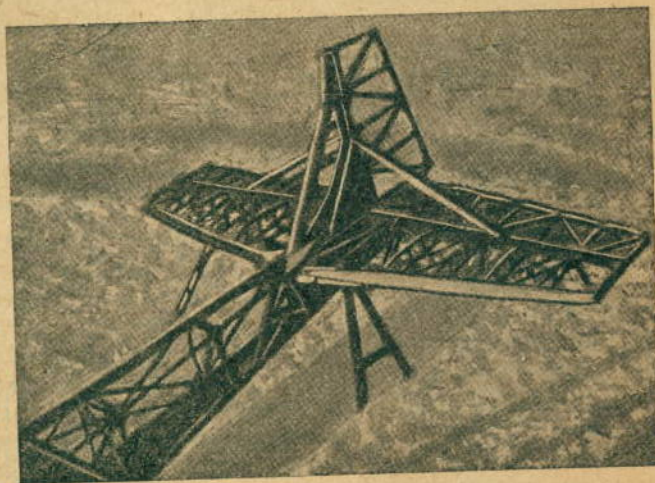
ходимые испытания в аэродинамической трубе, чем и пользуются широко в настоящее время. Всем известно, что одно крыло имеет лучший угол планирования, чем



Фиг. 40. Конструкция оперения тренировочного планера «Прюфлинг».

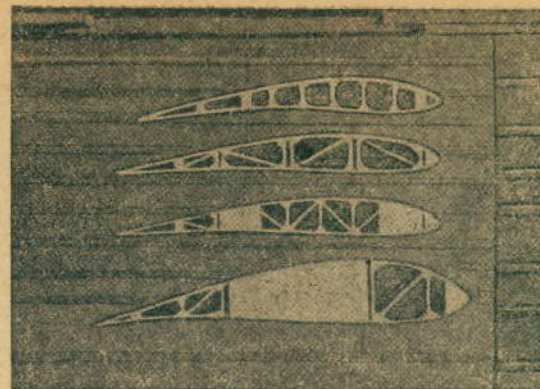
схемы летательного аппарата, этого мы знать не можем и даже подсчитанные с помощью продувок в аэродинамической трубе характеристики не могут быть гарантированы. Поясним сказанное кратким примером из нашего опыта последних лет.

Мы создали, например, «летающее крыло» и выработали соответствующий проект (фиг. 43) на основании различных теоретических и конструктивных соображений. Прежде чем начать конструировать летательный аппарат для перевозки пассажиров, мы строим модель

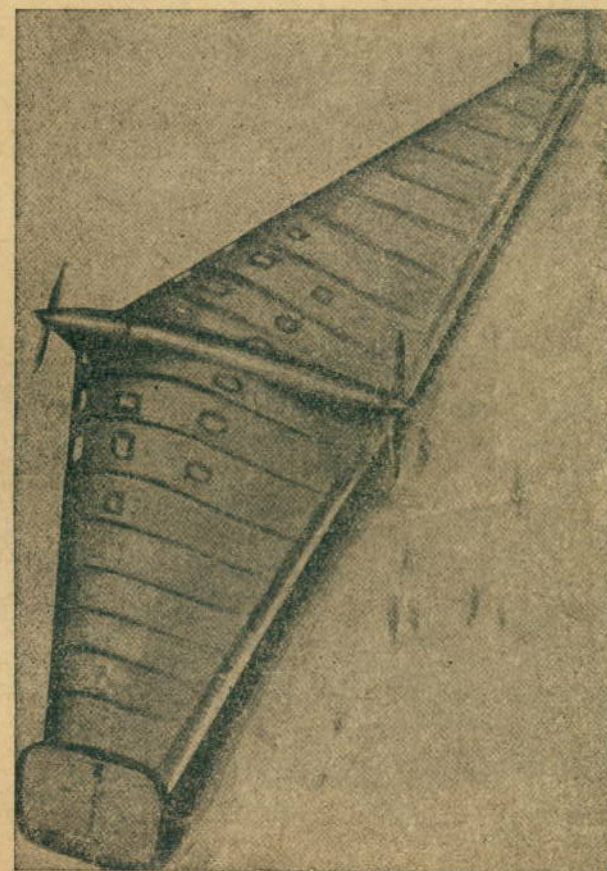


Фиг. 41. Общий вид хвостовой части двухместного «Прюфлинга» без полотняной обшивки.

лучший угол планирования, чем весь самолет с фюзеляжем и хвостовым оперением. Ясно, что самым целесообразным было бы строить летающее крыло. Почему до сих пор его не строят? Потому, очевидно, что нет возможности только на основании испытаний в аэродинамической трубе уверенно развить подобный летательный аппарат в натуре. Есть только один совершенно надежный и испытанный способ — это безмоторный полет. Способ этот был известен с начала авиации и в настоящее время от него отказывались лишь потому, что, на основании длительного экспериментирования и опыта, поведение нормально построенного летательного аппарата настолько хорошо известно, что его управляемость и устойчивость может быть гарантирована до его первого полета. Но каково будет поведение новой

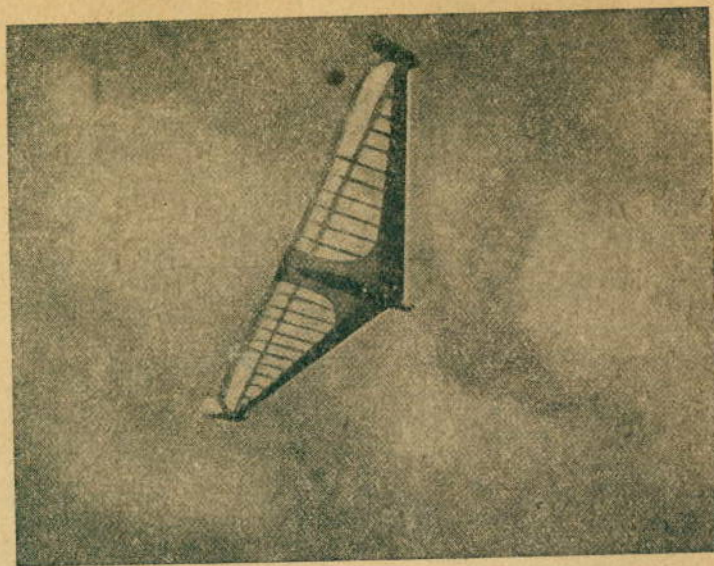


Фиг. 42. Типовые конструкции нервюр.

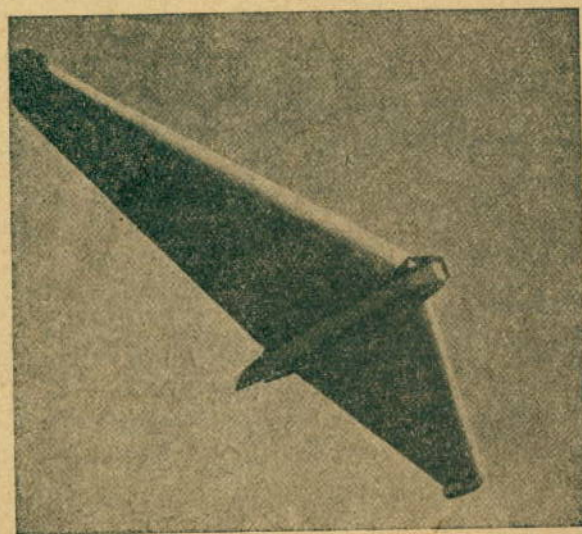


Фиг. 43. «Ультиматум». Проект пассажирского самолета-крыла, предложенный Липпишем.

таких размеров, чтобы мы могли применить законы динамического подобия. Для того чтобы выполнить это, необходимо, как это хорошо



Фиг. 44. Первая ступень. Полет модели.

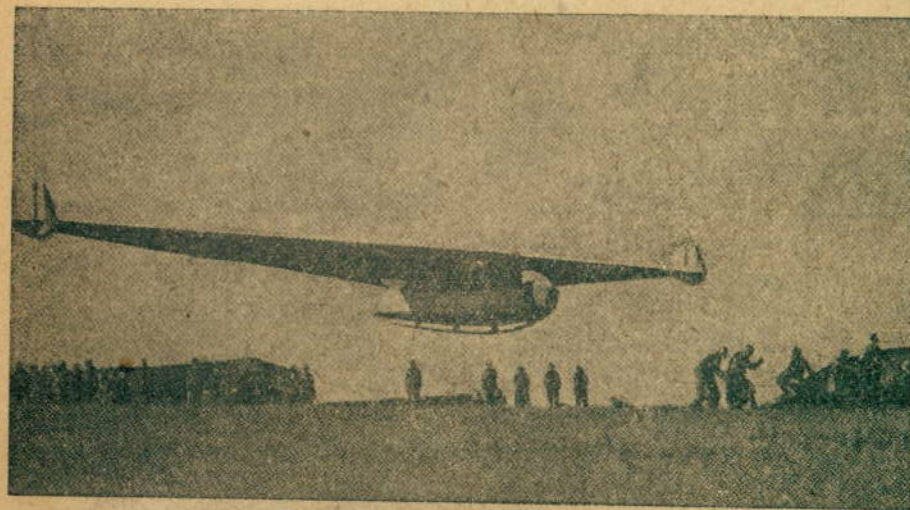


Фиг. 45. Вторая ступень. Двухместный планер в натуру.

известно, чтобы рейнольдсовы числа, соответствующие полету, превышали критическую область между ламинарным (струйным) и турбулентным (вихревым) потоками; необходимо также, чтобы отношение

нагрузки на крылья между моделью и самолетом в натуру соответствовало бы масштабу. Мы испытываем эту модель в трех полетах, отмечаем эффект различных положений органов управления, поведение при полете в порывистом ветре, — короче говоря, все, что имеет отношение к динамической и статической устойчивости. Изменяя модель, мы исправляем все возможные недостатки и производим эксперименты до тех пор, пока не будем удовлетворены летными свойствами модели (фиг. 44).

Теперь мы можем идти дальше и рискнуть спроектировать планер (фиг. 45). Этот аппарат должен быть построен для практических целей, и на него после удачных испытаний может быть установлен мотор. Спрашивается, почему сразу не установить небольшого мотора. Главным образом потому, что мы должны стараться устранить все возможные опасности, поскольку это от нас зависит.

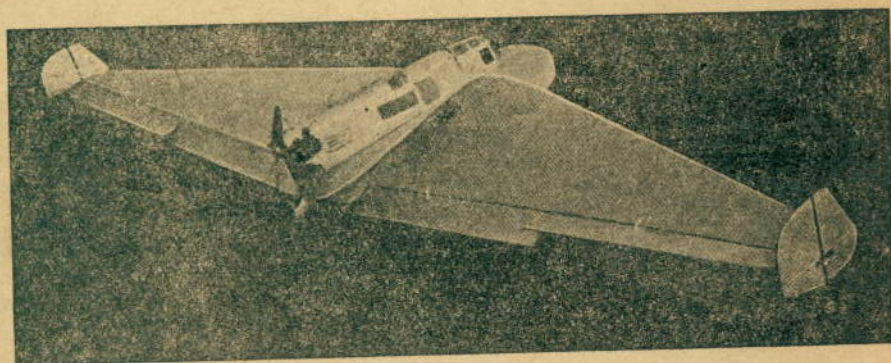
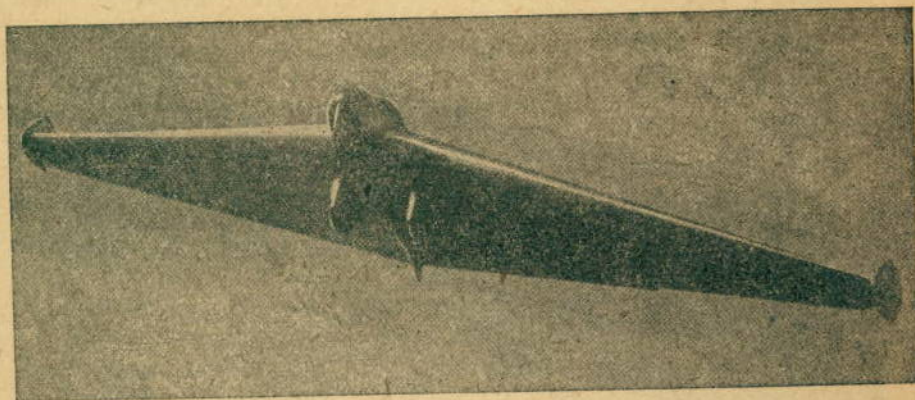


Фиг. 46. Испытание сконструированного Липпишем бесхвостого планера на Вассеркупфе.

Первый короткий полет над ровной местностью на планере абсолютно безопасен, тогда как первый полет на самолете не может быть безопасен и незначительная ошибка может причинить поломку и пожар. Даже если произойдет поломка планера, и то вследствие малой скорости это не будет опасным. Совсем не страшно падать с высоты трех-четырех метров (фиг. 46). Последовательно, выбирая все более и более крутые склоны, мы собираем данные о поведении нового летательного аппарата. Мы изучаем эффект различного управления, эффект внешних возмущений и в трудных случаях всегда можем вернуться к испытаниям модели. В конце концов мы настолько продвигаемся вперед, что можем выполнять на этом аппарате более длительные планирующие и парящие полеты. Незачем указывать на то, что таким путем можно получить достаточный опыт, чтобы при-

ступить к испытаниям с мотором. Если имеются сомнения относительно тяги винта, можно для разрешения задачи применить испытание в полете модели аппарата с работающим мотором. Если не располагают большим посадочным полем, лучше, если возможно, употреблять для первых полетов с мотором вместо колесного шасси лыжу.

С уверенностью можно сказать, что в изложенных соображениях многие будут сомневаться и будут задавать вопрос, имеет ли бес-



Фиг. 47. Бесхвостый самолет Рен-Розитенского общества «Герман Кооль» конструкции Липпиша. Размах 13 м. Мотор Бристоль-Черуб 36 л. с., скорость—150 км., достигнутый потолок—4 000 м.

хвостый летательный аппарат достаточную динамическую и статическую продольную устойчивость, и будут доказывать, что вес стреловидной конструкции крыльев будет больше, чем вес равного по площади нормального крыла, и что маневренность при этом недостаточна.

Однако исследования, произведенные нами, показали, что эти возражения неосновательны.

В заключение следует еще раз подчеркнуть значение безмоторного полета и то, что исследования, связанные с безмоторным полетом, являются полезными не только в области планеризма. Значение этой новой области авиации заключается в расширении наших знаний в научной, технической и практической областях авиации. Все, интересующиеся ее прогрессом, должны серьезно заниматься и планеризмом¹.

¹ Редакция сочла полезным пополнить данную автором серию фотографий бесхвостых аппаратов фиг. 47, изображающей самолет Липпиша с мотором «Бристоль-Черуб» 25 л. с. Этот бесхвостый самолет показал прекрасные летные качества как в смысле скорости (150 км/час), так, в особенности, в смысле устойчивости и управления, чем блестяще оправдал утверждения автора.

Содержание дискуссии

Систематизируя отдельные выступления и ответы на них докладчика, можно отметить несколько основных тем:

1. Совершенствование авиационной техники вообще.
2. Конструкция планеров.
3. Прочность и жесткость конструкции планеров.
4. Организационные формы технического надзора в планерных организациях Германии.

В этом порядке и приведено ниже содержание дискуссии.

Совершенствование авиационной техники вообще

Основным требованием прогресса современного самолета или планера (оставляя в стороне прогресс авиационного двигателя) является уменьшение сопротивления. Как известно, все сопротивление может быть разбито на три слагаемых: профильное, индуктивное и вредное.

Очертания лучших современных дужек таковы, что вряд ли можно добиться сколько-нибудь существенного уменьшения профильного сопротивления за счет изменения формы профиля¹. Единственным способом уменьшения профильного сопротивления можно считать тщательную отделку поверхности крыльев, что одновременно повышает подъемную силу крыла. При малых скоростях даже простая пыль на крыле уменьшает его подъемную силу. Это важно не только для планеров-парителей, но и для самолетов, и особенно ощущается, когда пилот старается растянуть планирующий спуск для выбора посадочной площадки при вынужденной посадке.

Уменьшения вредного сопротивления, особенно в самолетах, можно еще ожидать, и даже значительного, если конструктора, одновременно с тщательной отделкой поверхности несущих частей, будут по возможности устранять всякого рода дополнительные сопротивления. На самолетах, например, устанавливаются детали, относящиеся главным образом к моторному оборудованию (скажем, защитные щитки масляных радиаторов и т. п.), а эти детали имеют довольно значительные размеры при плохой обтекаемости².

На первый взгляд очень существенную пользу в смысле уменьшения вредного сопротивления могло бы принести осуществление гибких пневматических фюзеляжей, сделанных заодно с оперением. Управление подобным оперением мыслилось бы путем изгиба этой пневматической конструкции (подобно движениям рыб) без образо-

вания щелей и резких переломов, свойственных современным органам управления.

Существуют даже патентные заявки и опытные экземпляры подобного рода конструкций, но здесь вряд ли можно рассчитывать на успех, так как нечеткость работы и легкая повреждаемость делают пневматические фюзеляжи практически неприменимыми; всякий прокол или незначительное повреждение может повлечь за собой вынужденную посадку или заставить экипаж самолета непрерывно подкачивать воздух (чтобы сохранить жесткость конструкции).

Планер по сравнению с самолетом находится в лучших условиях как в смысле возможностей уменьшения вредного, так и индуктивного сопротивлений. Последнее достигается главным образом за счет увеличения размаха и тем самым за счет уменьшения нагрузки на квадрат размаха $\frac{G}{l^2}$; следовательно, в формуле

скорости снижения уменьшается один множитель $\sqrt{\frac{G}{l}}$ при более медленном росте другого \sqrt{l} , так что для планера в общем оказываются более выгодными большие размахи, тем более, что и качество все время растет с ростом размаха. Величина $\frac{G}{l^2}$ у планеров в среднем может быть принята равной 1 кг/м^2 .

Попытка получить подобную же величину $\frac{G}{l^2}$ у современного многоместного транспортного самолета весом 20 т , потребовала бы размаха 140 м , что, естественно, встретило бы ряд практических затруднений¹.

Для самолета имеет первостепенное значение потребная мощность, мерилем которой является произведение веса на скорость снижения, или же потребная мощность пропорциональна величине $\frac{G^{1.5}}{l}$. Так как размах значительно влияет на вес аппарата, легко понять, что нагрузка на квадрат размаха у самолетов должна быть больше, чем у планеров-парителей.

Несмотря на это, уменьшение нагрузки на квадрат размаха для современного самолета дает лучшие летные качества, что уже доказано на практике коммерческих монопланов Мессершмидта², который прежде конструировал планеры-парители и в своих последних конструкциях совместил все характерные черты планеров-парителей, т. е. крылья однолонжеронной конструкции с большим размахом, суживающиеся к концам. Перенесение опыта, приобретенного на планерах-парителях, в практику пассажирского самолетостроения вызвало в Германии вначале некоторый скептицизм в определенных кругах, однако результаты оказались вполне успешными; это позволяет думать, что монопланы с большим размахом и суживающимися крыльями

¹ Поразительно малого профильного сопротивления некоторых из дужек, созданных Липпишем, в частности, сильно вогнутого профиля R. R. G-652, он не касался в своем докладе.

² То же замечание с еще большим правом может быть отнесено к деталям вооружения современных самолетов, на форме которых требования аэродинамики сказываются очень мало, но которые существенно ухудшают летные качества боевых машин. *Прим. ред.*

¹ У самолета Юнкерса G 38 при весе 21 т и размахе 45 м величина $\frac{G}{l^2} = \frac{21\,000}{2\,025} = 10,35 \text{ кг/м}^2$, т. е. кругло в 10 раз более обычной для планеров-парителей величины.

² Фирма В. Ф. W. *Прим. ред.*

однолонжеронной конструкции будут типичными для будущих самолетов коммерческого назначения.

Переходя к углу планирования современных самолетов, можно сказать, что некоторые современные самолеты имеют угол планирования меньше 1:15. В частности, качество больше 15 имеют некоторые из машин, участвовавших в состязаниях на кубок Шнейдера¹, это удалось получить за счет, главным образом, тщательного «зализывания» этих машин и придания всем деталям наилучшей обтекаемости.

Если в гоночных самолетах к этому вынуждает необходимость получения больших скоростей, то в нормальных самолетах за обтекаемостью нужно следить с такой же тщательностью в целях достижения большей экономичности. Даже в наше время имеется много конструкторов, которые, повидимому, не понимают, что недостаточно тщательное выполнение отдельных деталей, при их взаимном влиянии, дает в сумме очень большое лобовое сопротивление.

Переходя к форме крыльев в плане, в частности к стреловидному очертанию несущей поверхности, нужно отметить, что форма крыла в плане диктуется скоростями полета. Это подтверждается наблюдением за полетом птиц. При малой скорости, например у коршуна, крылья имеют выгнутую концами вперед форму в плане и распределение подъемной силы более выпуклое, чем эллиптическое. При нормальном полете форма в плане практически прямая и распределение подъемной силы эллиптическое. При полете с большой скоростью форма крыла в плане стрелообразная, а распределение подъемной силы более плоское, чем эллиптическое, что не приносит большого вреда, так как, хотя индуктивное сопротивление при этом увеличивается, оно при полете с большой скоростью не имеет большого значения.

Однако главной причиной для предпочтения крыла стрелообразной формы является увеличение устойчивости и улучшение маневренности.

Надо еще раз подчеркнуть роль планеров при испытании на устойчивость той или иной новой и оригинальной схемы.

Если благодаря сложности действительного потока, путающего картину, проверка данных аэродинамической трубы, в частности, полар дужек на планерах, и не производилась в немецкой практике, то для суждения об устойчивости той или иной схемы свободные полеты моделей в 1/3 или 1/4 натуральной величины, с последующим переходом к натуре, дают исчерпывающую и точную качественную картину явления.

Конструкция планеров

При беглом знакомстве с конструкцией планеров-парителей бросается в глаза отсутствие стабилизаторов на горизонтальном оперении

¹ Эта мысль, высказанная одним из оппонентов Леппиша, не опровергает утверждения самого Леппиша, так как машины с качеством 15 являются пока исключением.
Прим. ред.

чего почти не бывает на самолетах¹. Это объясняется тем, что целиком подвижные горизонтальные оперения значительно легче оперений, делящихся на стабилизатор и руль, и при соответствующем подборе передаточного числа не слишком чувствительны². Наличие стабилизатора в самолете делается необходимым вследствие того, что технические условия требуют, чтобы аппарат сохранял устойчивость «при брошенной ручке». Горизонтальное оперение является для планера, в особенности для учебного, наиболее важным органом управления; руль же поворотов и элероны в учебных планерах трудно сделать чувствительными, первый — благодаря малой скорости, а вторые — благодаря низкому положению центра тяжести. Поэтому руль поворотов и элероны в планере типа «Цёглинг» недостаточны. По этой же причине (низкое положение центра тяжести) у планеров рекомендуется малый угол поперечного V у несущих поверхностей.

Применение щелевых крыльев на планерах-парителях не имеет больших перспектив, так как и при очень тщательной конструкции щелевые крылья дадут некоторое увеличение сопротивления и увеличат вес, а следовательно и инерционные силы в крыле, которое и без того достаточно тяжело.

Тем не менее, Исследовательский институт Р.О.О.-ва собирается поставить опыты с щелевыми крыльями, сотрудничая с английской фирмой Хендлей-Пейдж — пионером щелевых крыльев.

Заканчивая раздел об особенностях планерных конструкций, остается еще сказать о штопоре планеров-парителей. Стрелообразная форма в плане и закрученные крылья уменьшают склонность аппарата к переходу в штопор. При парении на больших углах атаки³ легко достигнуть критической скорости и перейти в штопор. Обыкновенный паритель с большим размахом, у которого все дужки крыла имеют приблизительно один и тот же угол, легко входит в крутую спираль, часто переходящую в штопор. Из штопора он выходит нормально. Нужно помнить, что на практике не следует делать большого крена на малых скоростях, так как вследствие большого размаха подъемная сила на поднятой вверх половине крыла быстро растет, в результате чего крен еще увеличивается, переводя машину в спираль. В таком положении элероны не могут вывести машину из крена. Нужно предоставить машину самой себе и перейти в пикирование, вывод из которого производится обычным способом, после приобретения достаточной скорости.

Современные парители в Германии снабжаются целым рядом приборов: метеорографом, акселерометром, вариометром и указателем скорости. С таким оборудованием планер-паритель является лучшим аппаратом для измерения восходящих потоков. Скорость снижения парителя определяется по показаниям барографа, полученным во время продолжительного планирования вне влияния восходящего потока,

¹ Как на пример подобной конструкции руля глубины без стабилизатора в самолете можно указать на самолеты В. Ф. В. конструкции Мессершмидта. Прим. ред.

² Кроме того, благодаря отсутствию щели, сопротивление сплошного горизонтального оперения тоже меньше. Прим. ред.

³ Так как экономический угол у планеров с большим размахом близок к критическому режиму потери скорости. Прим. ред.

после поднятия на большую высоту порядка 1 800—2 000 м. Измерение восходящих потоков уравновешенными шарами пилотам дает тоже весьма удовлетворительные результаты.

Прочность и жесткость конструкции планеров

Величины перегрузок и расчетных разрушающих нагрузок, указанные в приведенных выше нормах, требуют некоторых пояснений.

Прежде всего запас прочности δ , соответствующий переднему положению центра давления на крыле, почти не имеет места в действительных конструкциях. Часто случается, что окончательный запас прочности, даже в тщательно разработанных и рассчитанных конструкциях, значительно выше.

Одинаковый запас прочности парителей и учебных планеров объясняется тем, что для последних он необходим не столько для эволюций в воздухе, сколько для эволюций на земле.

Расчетная нагрузка на хвостовое оперение — 150 кг/м^2 , кажущаяся чрезмерной, необходима вследствие большой предельной скорости, достигаемой планерами-парителями вследствие того, что они имеют очень малое лобовое сопротивление.

Размер горизонтального хвостового оперения определяется расчетом продольной устойчивости, который обычно является одним из условий допущения к полетам.

При расчете крыла фанера, покрывающая носок и лежащая обычно поверх полок лонжерона, не рассчитывается на изгиб, так как она, имея более низкий модуль упругости, чем материал полок под нею, работает с меньшим напряжением (при той же деформации растяжения или сжатия), чем это кажется на первый взгляд.

Основное назначение носовой фанеры — работа на сдвиг при кручении. Нужно помнить при этом, что при максимальном изгибе кручение незначительно, а при максимальном кручении изгиб почти отсутствует¹.

В нормальных летных условиях при парении и планировании крыло почти не испытывает лобовых сил вдоль хорды. В других условиях удары и толчки поглощаются тем же фанерным носком.

Несколько иначе, чем описано выше, работает фанера в конструкции коробчатого лонжерона типа «Какаду», показанного на фиг. 31. В этой конструкции обшивка, сделанная более толстой над лонжероном, должна воспринимать нормальные усилия (сжатия и растяжения) при изгибе. Применение обычной трехслойной фанеры в этом случае объясняется тем, что Мюнхенская группа, строившая планер «Какаду», была не в состоянии изготовить специальную фанеру с продольными волокнами во всех слоях. Отсутствие специальной

¹ Это утверждение Липпиша не совсем правильно, в особенности для закрученных крыльев. В том случае, когда кручение максимально, подъемная сила всего крыла хотя и равна нулю, но за счет закручивания часть крыла имеет положительную, а часть крыла — отрицательную подъемную силу, равную положительной. Таким образом на всем крыле все аэродинамические силы приводятся к двум парам, изгибающим крыло. Величины этих пар могут быть получены расчетом циркуляции по размаху, хотя бы по методу Трефца. *Прим. ред.*

фанеры было одной из причин, по которой этот тип конструкции, о чем уже упоминалось в докладе, не применялся в дальнейшем. При возможности изготовить такую специальную фанеру, могли бы быть с успехом изготовлены лонжероны чисто коробчатого типа со всеми четырьмя тонкими стенками, подобно тем, которые из дюрала применяются Рорбахом.

Помимо запасов прочности, надо иметь критерий для суждения о жесткости крыла как на изгиб, так и на кручение.

При нормальном полете угол закручивания лонжерона свободно-несущих планеров-парителей обыкновенно не больше $1—2^\circ$ на концах крыльев. Хотя для самолетов в Германии установлен предел угла закручивания $3,5^\circ$, для парителей такого ограничения установить нельзя, так как невозможно построить крыло большого размаха и достаточного веса, имеющее по расчету угол закручивания при пикировании меньше, чем $3,5^\circ$. С другой стороны, это отклонение опасно и дает стабилизирующий эффект в том случае, если ось кручения находится впереди центра давления.

Чрезвычайную важность в конструкциях со свободно-несущими крыльями большого размаха имеет жесткость на изгиб, характеризующая число колебаний. Крыло при своих колебаниях может вызвать продольные колебания всего аппарата, чреватые опасными последствиями.

В целях устранения этой опасности надлежит иметь в крыльях такую жесткость, чтобы число их собственных колебаний не было слишком малым. Немецкие нормы предусматривают в этом случае число колебаний не меньше 120 в минуту. Испытание на число колебаний обязательно для всех планеров; оно производится на земле следующим образом: закрепив фюзеляж, отклоняют конец крыла рукой и считают колебания. Планеры-парители, имеющие меньше 120 колебаний, допускаются на парение с ограничениями (например, только при слабом ветре).

Организационные формы технического надзора в планерных организациях Германии

В Германии существует организация технических инспекторов, которые снабжены соответствующими свидетельствами Рен-Розиттенского общества. Почти все кружки и прочие планерные организации имеют таких инспекторов в числе своих членов.

На обязанности инспектора лежит наблюдение за техническим состоянием планера, причем инспектор ответственен за качество починки в смысле пригодности машины к полету. В отсутствие инспектора эти обязанности возлагаются на начальника летной части организации.

Оглавление

	Стр.
Предисловие к русскому переводу	3
Введение	6
ГЛАВА ПЕРВАЯ	
Развитие конструктивных форм немецких планеров	7
ГЛАВА ВТОРАЯ	
Физические основы парящего полета	22
ГЛАВА ТРЕТЬЯ	
Значение безмоторного летания для развития авиации	46
ГЛАВА ЧЕТВЕРТАЯ	
Содержание дискуссии	54
