

И. К. Костенко

Летающие крылья

Об истории создания самолетов и планеров типа "летающее крыло" и "бесхвостка".

О приоритете советских ученых и авиаконструкторов в развитии этих аппаратов.

Об особенностях аэродинамики и динамики полета самолетов и планеров такой схемы.

О современных отечественных и зарубежных самолетах и планерах схемы "бесхвостка".

·Машиностроение·

И.К.Костенко

Летающие крылья



Москва · Машиностроение ·
1985

ББК 39.53
К71
УДК 629.735

DjVu: AlVaKo
27/07/2024

Рецензент д-р тех. наук Г. В. Александров

Костенко И. К.

К71 Летающие крылья.— М.: Машиностроение, 1985.— 104 с.,
ил.

20 к.

В книге показан приоритет советских ученых и авиаконструкторов в развитии и становлении летательных аппаратов типа «бесхвостка» и «летающее крыло». Кратко изложены основные особенности аэродинамики и динамики полета самолетов и планеров, выполненных по указанной схеме. Приведены сведения о современных отечественных и зарубежных самолетах и планерах этого типа.

Книга предназначена для широкого круга читателей, интересующихся авиационной техникой.

К $\frac{3606030000-412}{038(01)-85}$ 223-84

ББК 39.53

6Т5.1

© Издательство «Машиностроение», 1985 г.

ВВЕДЕНИЕ

Анализ большого числа опытных и серийно изготавливаемых самолетов и планеров разных назначений, построенных за все время существования авиации, позволяет выделить три их главные схемы:

обычная схема самолета, в которой горизонтальное оперение размещено за крылом;

схема самолета типа «утка», когда горизонтальное оперение размещено перед крылом*;

схема самолета, у которого нет горизонтального оперения, а его функции выполняются самим крылом.

Первая схема — наиболее распространенная в самолетостроении как в начальный период развития авиации, так и в наши дни. По второй схеме, как известно, братья Райт в 1903 году создали первый хорошо летавший самолет. В дальнейшем схема «утка» неоднократно привлекала внимание авиаконструкторов благодаря ее некоторым положительным аэродинамическим свойствам.

Особое место в самолетостроении занимает третья схема самолета — так называемая «бесхвостка». В этой схеме конструктивные формы самого крыла обеспечивают продольную устойчивость, балансировку и управляемость, и необходимость в горизонтальном оперении отпадает. «Бесхвостку», у которой толщина крыла оказывается достаточной для размещения внутри его двигательной установки и полезной нагрузки, условно называют «летающее крыло».

Схема «бесхвостка» заинтересовала авиаконструкторов еще в двадцатые годы. Интерес к ней возрос в 1947 году, когда благодаря применению турбореактивных двигателей (ТРД) стало возможным преодоление барьера скорости звука. Такая схема применяется и в настоящее время.

Применение схемы «бесхвостка» позволяет несколько уменьшить силу воздушного лобового сопротивления и снизить массу конструкции. Это удается обеспечить устранением горизонтального оперения и хвостовой части фюзеляжа.

Советским авиаконструктором Б. И. Черановским (рис. 1) был создан в 1940 году одноместный спортивный скоростной самолет типа «бесхвостка» БИЧ-21 с мотором советской конструкции

* Название схемы «утка» связано с тем, что аппараты этого типа в полете из-за вытянутого перед крылом фюзеляжа напоминают летящую утку.

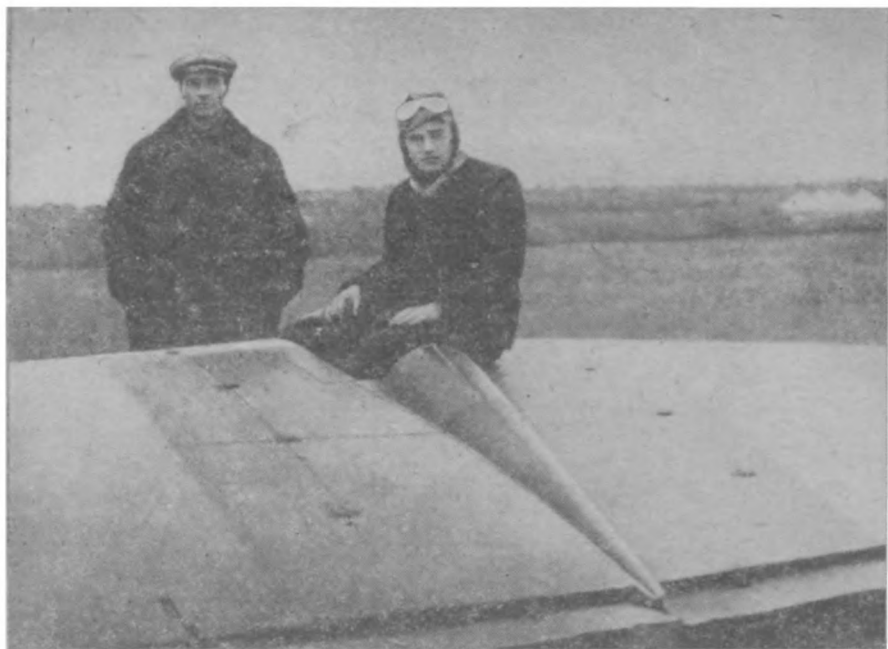


Рис. 1. Б. И. Черановский и С. П. Королев у планера БИЧ-8 (1931 г.)

МВ-6 мощностью 162 кВт (220 л. с.). Этот самолет по максимальной скорости полета превосходил более чем на 5% аналогичный самолет обычной схемы Я-21 конструкции А. С. Яковлева, построенный в 1939 году и имевший тот же двигатель. Преимущества аэродинамических и конструктивных данных летательных аппаратов схемы «бесхвостка» стали очевидны, когда для полета на скоростях 2000—2500 км/ч потребовалось снизить до минимума силу волнового лобового сопротивления крыла, что вызвало необходимость придать ему треугольную форму в плане малого удлинения.

Первый в мире сверхзвуковой пассажирский самолет был создан в нашей стране в 1968 году. Самолет конструкции А. Н. Туполева Ту-144 был выполнен по схеме «бесхвостка» с формой в плане, близкой к треугольной, малого удлинения (рис. 2). При полете на регулярных авиалиниях со скоростью 2200 км/ч он преодолевал расстояние между Москвой и Алма-Атой за 1 ч 20 мин.

Военные самолеты также нередко выполняются по аналогичной схеме. Например, французская фирма «Дассо» с 1955 года поставляет на вооружение военно-воздушных сил Франции и других стран самолеты-истребители и бомбардировщики типа «бесхвостка» серии «Мираж». В частности, истребитель «Мираж» 2000

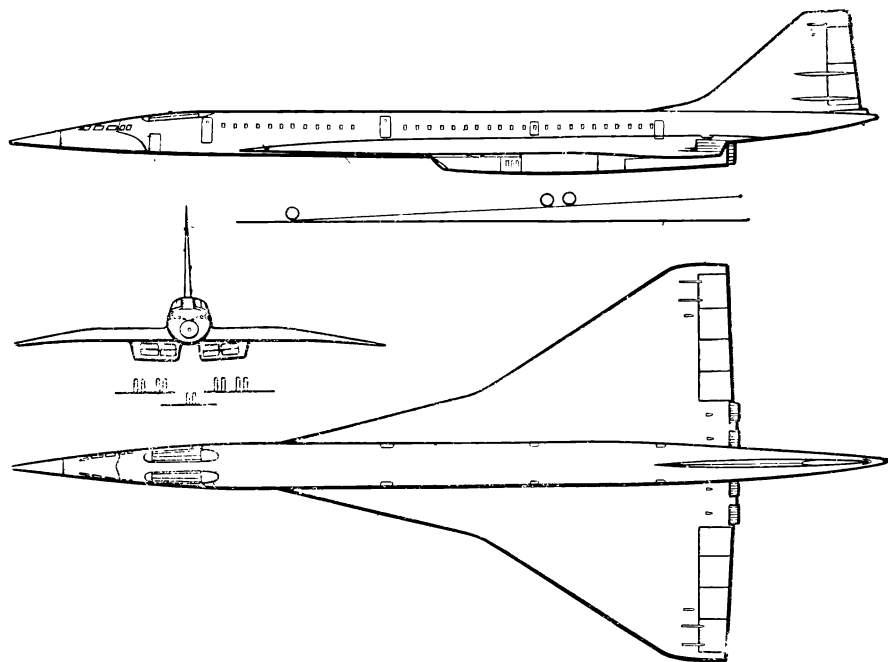


Рис. 2. Первый в мире сверхзвуковой авиалайнер Ту-144 конструкции А. Н. Ту-полева

развивает максимальную скорость 2340 км/ч и вертикальную скорость 250 м/с. Бомбардировщик «Мираж» IV при максимальной скорости 2300 км/ч имеет максимальную дальность полета до 4000 км.

Применение схемы «бесхвостка» для современных истребителей позволяет несколько повысить максимальную скорость и увеличить крейсерскую.

Мировые рекорды скорости, установленные на самолетах типа «бесхвостка», являются объективным подтверждением целесообразности применения этой схемы на разных этапах развития конструкции самолетов и планеров.

Первым достижением самолета схемы «бесхвостка», превысившим мировой рекорд высоты для двухместных самолетов, был полет на высоту 5791 м легкого самолета AV-10 французского конструктора Ш. Фовеля. Долгое время это был единственный случай. Однако когда к концу 40-х годов ТРД прочно вошел в практику самолетостроения, дело в корне изменилось. На самолетах типа «бесхвостка» все чаще и чаще стали завоевываться мировые рекорды. Это объяснялось следующим.

Для уменьшения волнового сопротивления воздуха нужно было применять крылья со стреловидностью не менее 35° , а при сверхзвуковых скоростях использовать треугольные крылья, имею-

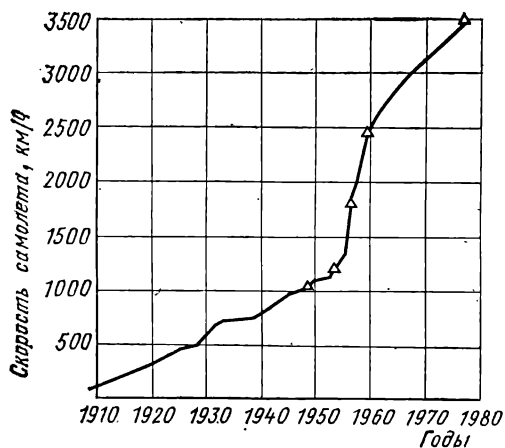


Рис. 3. Рост рекордов наибольшей скорости самолетов по годам. Треугольниками обозначены рекорды самолетов типа «бесхвостка»

щие еще большую стреловидность и малое удлинение. Стреловидность крыла и треугольная форма его в плане как раз и являются теми конструктивными факторами, которые органически необходимы летательному аппарату схемы «бесхвостка» для обеспечения нормальной продольной устойчивости

и управляемости. Именно поэтому создатели самолетов с ТРД 40-х и середины 50-х годов заинтересовались этой схемой. Не последнюю роль сыграл и тот факт, что отсутствие горизонтального оперения полностью устраняло проблему вредного влияния на оперение сложных явлений, возникающих при обтекании воздухом крыла в области околозвуковых скоростей. В таблице мировых рекордов начиная с 1948 года снова появляются самолеты схемы «бесхвостка» (рис. 3).

На планерах, выполненных по этой схеме, также были зафиксированы рекордные национальные достижения. Так, например, в 1951 году сотрудники Аргентинского института планеризма построили двухместный планер «Урубубу». В 1953 году аргентинский планерист Х. Шейдхауэр установил на нем национальный рекорд высоты безмоторного полета — 6200 м.

Таким образом, мы видим, что схема самолета и планера типа «бесхвостка» может дать преимущества по сравнению с аппаратами обычной схемы по некоторым летным и эксплуатационным показателям. В частности, для военного самолета — это и лучший обстрел в задней полусфере из-за отсутствия горизонтального оперения. Одной из характерных особенностей отлично летавшего самолета ДБ-ЛК (дальний бомбардировщик-летающее крыло) конструкции советского авиаконструктора В. Н. Беляева (1939 год) было наличие сферического обстрела у двух задних огневых точек самолета.

Для спортивных самолетов (рис. 4) существенное значение имеют уменьшение габаритных размеров самолета и соответственно сокращение площади ангара. Меньшие размеры «бесхвостки» определяют также и меньшую стоимость изготовления аппарата.

Конструктивным параметром, от которого в первую очередь зависит стоимость планера, является размах его крыла при обычных для спортивных планеров удлинениях от 10 до 22. Финансо-

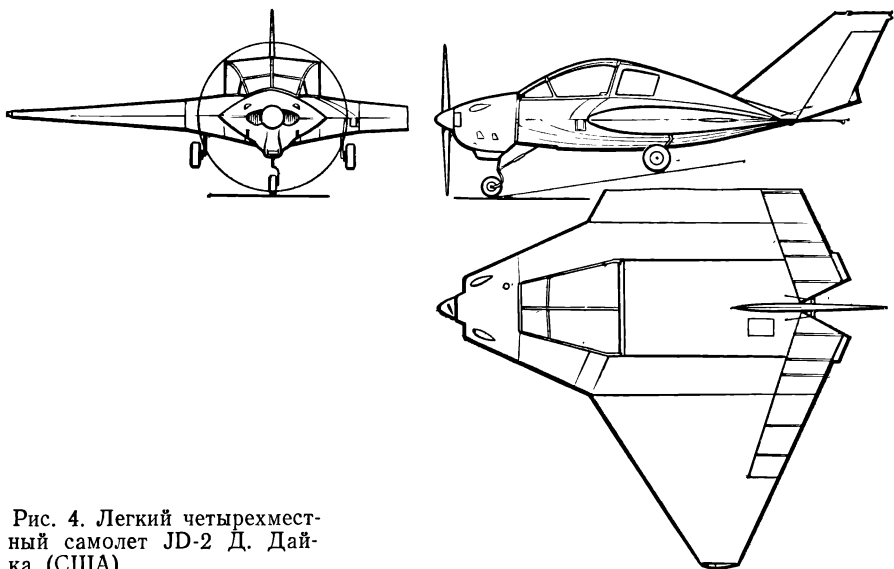


Рис. 4. Легкий четырехместный самолет JD-2 Д. Дайка (США)

вые затраты на постройку планера пропорциональны примерно третьей степени размаха крыла. Относительно дешевым в производстве и в эксплуатации является планер-паритель с размахом крыла около 12 м. Это тот минимальный размах, при котором еще могут сохраниться хорошие летные данные.

Французский конструктор Ш. Фовель в 1951 году создал одноместный планер типа «бесхвостка» AV-36, имевший размах крыла 11,95 м (рис. 5). Этот планер успешно прошел летные испытания и был запущен в серийное производство. В июле 1952 года на планере AV-36 француз Э. Несслер осуществил полет на дальность 465 км. Планер отличался небольшими габаритными раз-

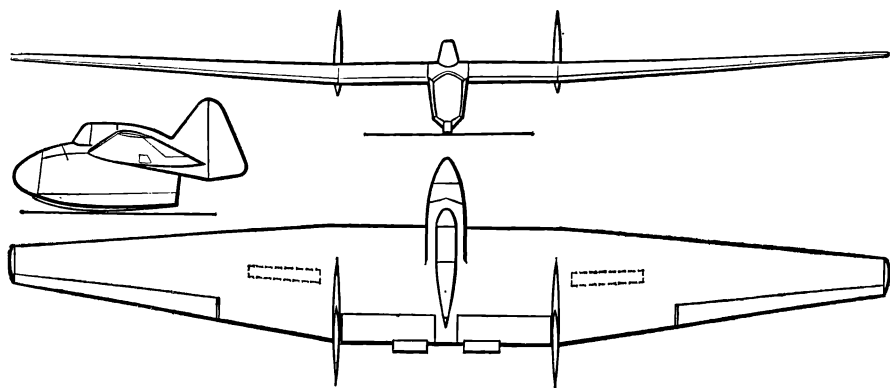


Рис. 5. Одноместный планер AV-36 конструкции Ш. Фовеля (Франция)

мерами: его длина составляла всего 2,9 м, что определило площадь ангара для размещения планера 34,6 м². Аналогичный планер I-26 обычной схемы, строившийся серийно с 1954 года в США при размахе крыла 12,2 м, имел длину 6,45 м, что соответствует площади ангара 78,69 м², т. е. более чем в два раза превышает площадь ангара для планера AV-36. Таким образом, стоимость производства и эксплуатации планера AV-36 была существенно ниже, чем у планера I-26.

У планера типа «бесхвостка» есть еще одно преимущество. Оно заключается в следующем. Из условий продольной балансировки крыла задняя его кромка на наиболее выгодном режиме полета, т. е. на скорости, соответствующей минимальной скорости снижения, должна быть приподнята вверх. Это вызывает меньшее значение сбалансированного коэффициента подъемной силы и соответственно большую величину скорости полета. Если сравнить летные характеристики планеров AV-36 и I-26, то при практически равных нагрузках на крыло и одинаковых минимальных скоростях снижения (0,82 м/с) наиболее выгодная скорость полета планера обычной схемы составляет 83% наиболее выгодной скорости полета планера типа «бесхвостка». Значит, планер AV-36 будет иметь заметные преимущества перед планером обычной схемы при полете по маршруту.

Простота конструкции схемы «бесхвостка» наиболее ярко проявилась в дельтаплане. Дельтаплан (рис. 6) — это планер обычно без специальных органов управления, управляемость которого

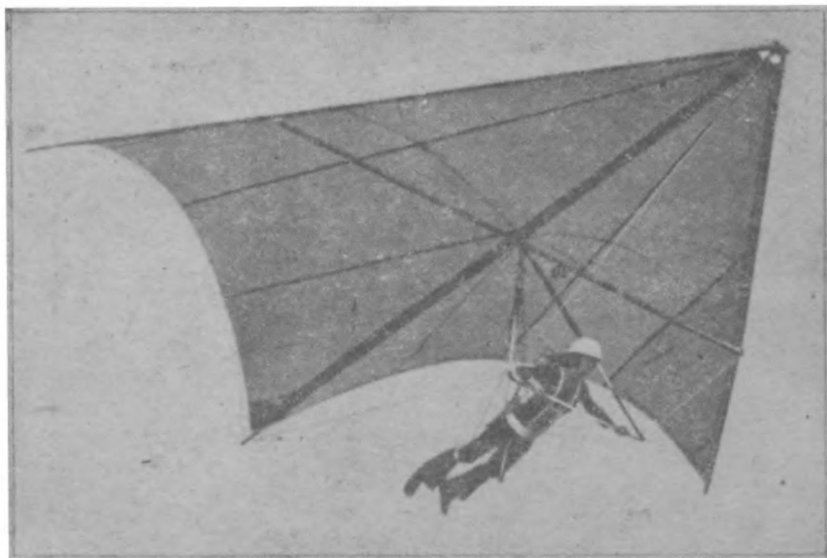


Рис. 6. Полеты на дельтаплане — очень распространенный в нашей стране воздушный спорт.

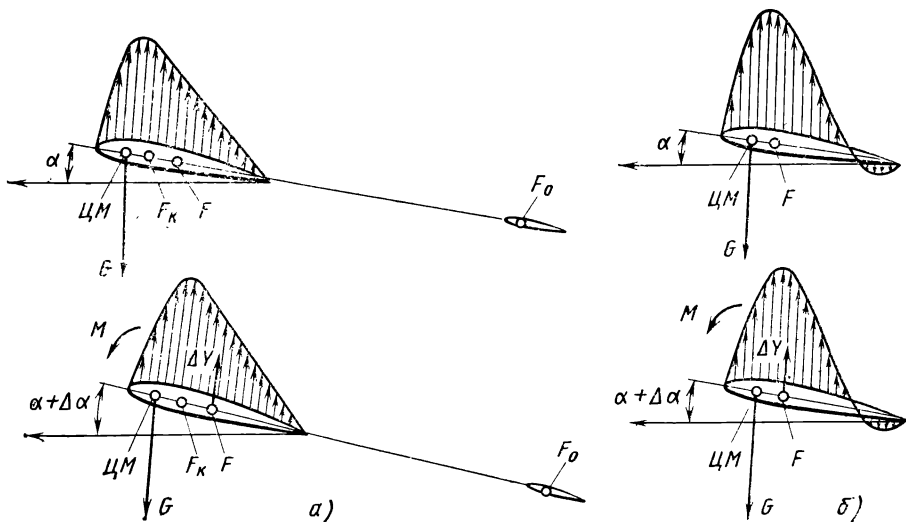


Рис. 7. Схема обеспечения продольной устойчивости:

a — на самолете обычной схемы; *б* — на самолете типа «бесхвостка»; F — фокус всего аппарата; F_K — фокус крыла; F_0 — фокус горизонтального оперения; α — угол атаки крыла; $\Delta\alpha$ — приращение угла атаки крыла ЦМ — центр массы всего аппарата; ΔY — прирост подъемной силы аппарата вследствие $\Delta\alpha$; M — восстанавливающий продольный момент; G — вес аппарата

обеспечивается изменением положения центра масс путем перемещения корпуса пилота.

В настоящее время полеты на дельтаплане — общепризнанный массовый воздушный спорт, наиболее доступный благодаря низкой стоимости изготовления дельтаплана.

Самолет или планер, выполненный по любой схеме, в том числе и по схеме «бесхвостка», должен быть устойчивым и управляемым в полете. Продольная устойчивость, т. е. стремление аппарата вернуться к исходному положению после действия возмущения, например порыва ветра, при отклонениях в вертикальной плоскости летательного аппарата обеспечивается размещением его центра масс перед точкой, где приложено приращение подъемной силы, возникающее от увеличения угла наклона хорды крыла к направлению скорости полета (угла атаки). Точка приложения приращения подъемной силы называется аэродинамическим фокусом аппарата. Она не меняет своего положения в зависимости от угла атаки. Ее положение определяется аэродинамическим фокусом крыла и аэродинамическим фокусом горизонтального оперения (рис. 7).

Горизонтальное оперение существенно смещает назад положение аэродинамического фокуса всего аппарата. Следовательно, у схемы самолета или планера типа «бесхвостка», не имеющего горизонтального оперения, допустимое предельно заднее размещение центра масс из соображений продольной устойчивости ока-

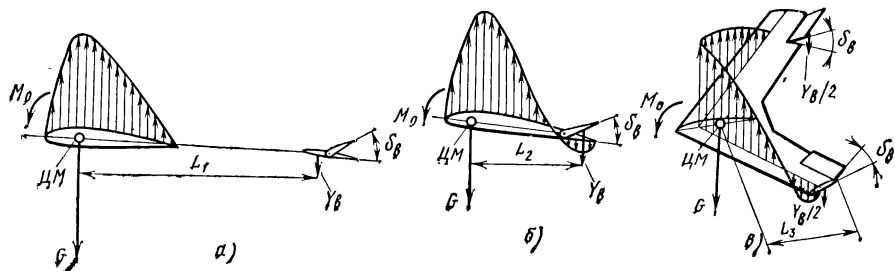


Рис. 8. Схема обеспечения продольной балансировки:

a — на самолете обычной схемы; *б* — на самолете типа «бесхвостка»; *в* — на самолете типа «бесхвостка» со стреловидным крылом; ЦМ — центр масс всего аппарата; G — вес аппарата; M_0 — продольный момент относительно центра масс аппарата от сил сопротивления воздуха, распределенных по крылу. Этот момент необходимо уравновесить (сбалансировать) моментом от управляющей силы; Y_B — управляющая сила; δ_B — угол отклонения рулей высоты или элевонов; L_1 , L_2 , L_3 — плечи управляющей силы

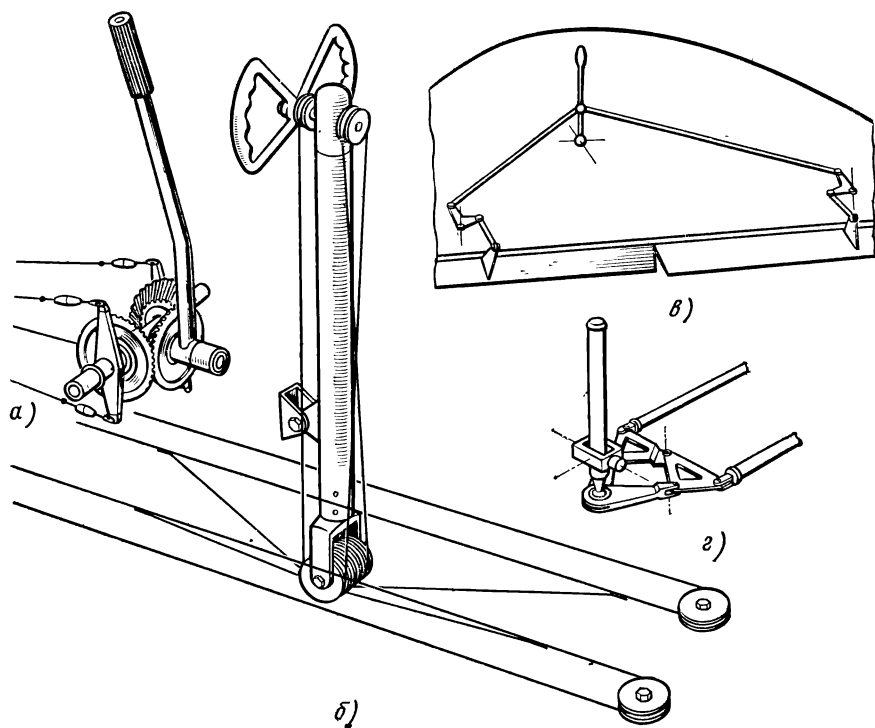


Рис. 9. Системы управления элевонами:

a — планёр ЛАК-1; *б* — планеролет ХАИ-3; *в* — самолет БИЧ-3; *г* — самолет «Ме-163»

зывается меньшим, чем у самолета обычной схемы. Например, для легкого спортивного одноместного самолета типа «бесхвостка» БОК-5 (см. рис. 30) допустимое предельно заднее расположение центра масс оказывается на 18% хорды (ширины) крыла, считая от ее носка. Для аналогичного самолета обычной схемы это расстояние вследствие действия горизонтального оперения смещается назад примерно до 35% хорды крыла.

Продольная управляемость самолета и планера любой схемы, в том числе и схемы «бесхвостка», обеспечивается равновесием (балансировкой) всех сил, действующих в вертикальной плоскости летательного аппарата вокруг его центра масс. Такое равновесие должно быть соблюдено на всех углах атаки, необходимых в эксплуатации. У самолета или планера обычной схемы это осуществляется соответствующим изменением управляющей силы, образующейся отклонением части горизонтального оперения (руля высоты) или поворотом всего горизонтального оперения (рис. 8). Такая управляющая сила создает момент с плечом, равным расстоянию от горизонтального оперения до центра масс аппарата. Это плечо для самолета или планера обычной схемы имеет длину, заметно превышающую хорду крыла. Величина управляющей силы в этом случае не влияет на подъемную силу крыла. У аппаратов типа «бесхвостка» рули высоты размещены на задней кромке крыла или (при наличии стреловидности) по концам крыла в виде элеронов, выполняющих одновременно функции рулей высоты. Они называются элевонами.

Для отклонения элевонов от ручки управления летчика или от штурвала на этих летательных аппаратах применяется специальная кинематика. Некоторые примеры устройства такой кинематики приведены на рис. 9. Управляющая сила у аппаратов типа «бесхвостка» прикладывается ориентировочно на половине ширины руля высоты или элевона, т. е. на 90% хорды крыла. При размещении центра масс перед фокусом крыла, что необходимо для обеспечения продольной устойчивости, управляющая сила всегда будет действовать книзу, т. е. в сторону, противоположную подъемной силе крыла (см. рис. 8). Чем меньше плечо управляющей силы, тем больше должна быть величина этой управляющей силы.

У аппаратов схемы «бесхвостка» плечо управляющей силы существенно меньше, чем у аппаратов обычной схемы. Это приводит к тому, что для обеспечения управляемости, в частности, на посадке рули высоты или элевоны, отклоняющиеся на отрицательный угол задней кромкой кверху, снижают подъемную силу крыла и могут привести к недопустимому возрастанию посадочной скорости. Угол порядка -10° ограничивает применение предельно переднего расположения центра масс аппарата типа «бесхвостка» по хорде крыла. Так, например, у легкого одноместного самолета БОК-5 предельно переднее расположение центра масс находится на 16% хорды. Таким образом, возможный диапазон размещения центра масс у самолета БОК-5 составляет 2% (с 16 до 18%

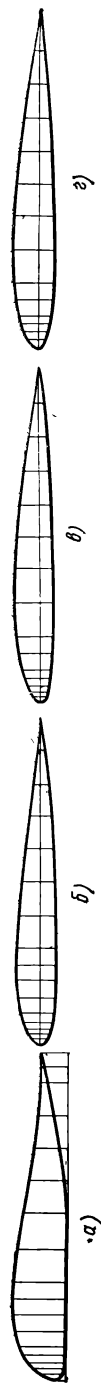


Рис. 10. Крыловые профили S-образной формы:

а — профиль F-2

$x, \%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$Y_B, \%$	5	8,0	9,2	11,5	12,2	13,5	15,3	16,5	17,0	17,0	15,5	13,9	11,5	9,8	8,0	7,3	7,2	7,4
$Y_H, \%$	5	2,2	1,2	0,7	0,3	0,2	0	0	0	0	0	0,1	0,5	1,3	2,9	4,8	6,0	7,2

б — профиль NACA 2 R₂12

$x, \%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$Y_B, \%$	0	2,3	3,16	4,38	5,29	5,98	6,97	7,58	7,91	8,00	7,63	6,73	5,43	4,06	2,61	1,26	0,66	0,13
$Y_H, \%$	0	-1,52	-2,1	-2,76	-3,17	-3,42	-3,74	-3,90	-3,97	-4,0	-3,98	-3,87	-3,66	3,27	-2,64	1,03	-0,95	-0,13

в — профиль NACA M-6:

$x, \%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$Y_B, \%$	0	1,97	2,81	4,03	4,94	5,71	6,82	7,65	8,22	8,05	7,26	6,03	4,58	3,06	1,55	0,88	0,26
$Y_H, \%$	0	-1,76	-2,2	-2,73	-3,03	-3,24	-3,47	-3,62	-3,79	-3,96	-3,94	-3,82	-3,48	-2,83	-1,77	-1,03	-0,26

г — профиль DFS-761:

$x, \%$	0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100	
$Y_B, \%$	0	3,49	4,72	5,6	6,22	7,1	7,56	7,85	7,92	7,38	6,38	5,29	3,99	2,8	1,36	0,65	0
$Y_H, \%$	0	-2,47	-3,25	-3,73	-4,1	-4,54	-4,64	-4,7	-4,72	-4,7	-4,31	-3,8	-3,18	-2,36	-1,22	-0,62	0

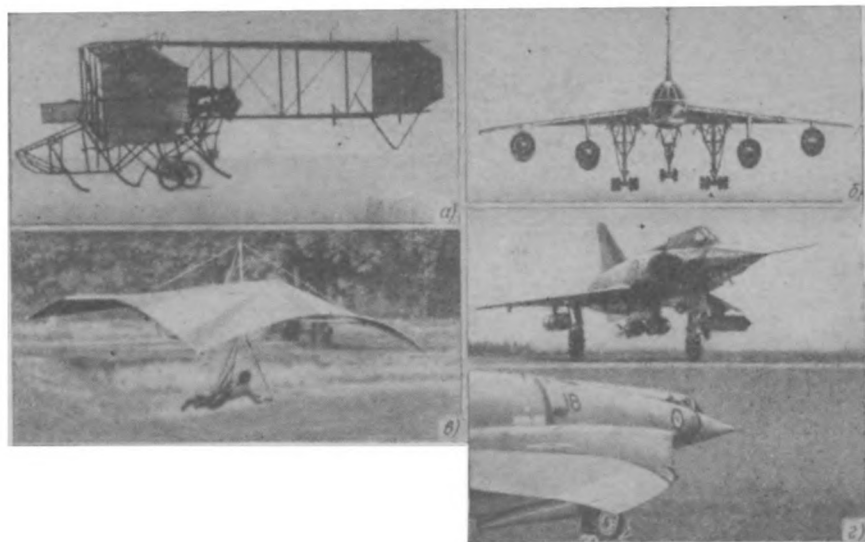


Рис. 11. Концевая крутка крыла аппаратов типа «бесхвостка»: а — самолет Данна; б — «Хаслер» В-58; в — дельтаплан; г — «Мираж» III

хорды крыла). При длине хорды крыла самолета БОК-5 2350 мм этот диапазон размещения центра масс равен всего 47 мм. Вместе с тем для самолета обычной схемы с горизонтальным оперением, отклонение которой задней кромкой кверху не снижает подъемной силы крыла, предельно переднее расположение центра масс составляет в среднем около 25% хорды крыла.

Таким образом, для самолета обычной схемы диапазон размещения центра масс равен 10% (с 25 до 35% хорды крыла). При величине хорды крыла порядка 2000 мм этот диапазон равен 200 мм, т. е. в 4—5 раз больше, чем у самолета схемы «бесхвостка». Поэтому схема «бесхвостка» приемлема для легкого самолета или планера, у которого посадочные скорости невелики, масса полезной нагрузки мала и ее не представляет труда разместить вблизи центра масс пустого аппарата. Для современного транспортного или военного самолета, у которого посадочная скорость большая и полезная нагрузка составляет значительную долю полетной массы, использование этой схемы требует применения специальных конструктивных мер для расширения допустимого диапазона расположения центра масс. Одним из самых действенных способов является увеличение хорды крыла — применение крыла малого удлинения с большим углом стреловидности. При такой форме крыла абсолютная длина хорды увеличивается и соответственно повышается допустимый диапазон расположения центра масс. Применение крыльев с большой стреловидностью (порядка 60°) треугольной формы в плане или близкой к треугольной для самолетов схемы «бесхвостка» вызвано в первую

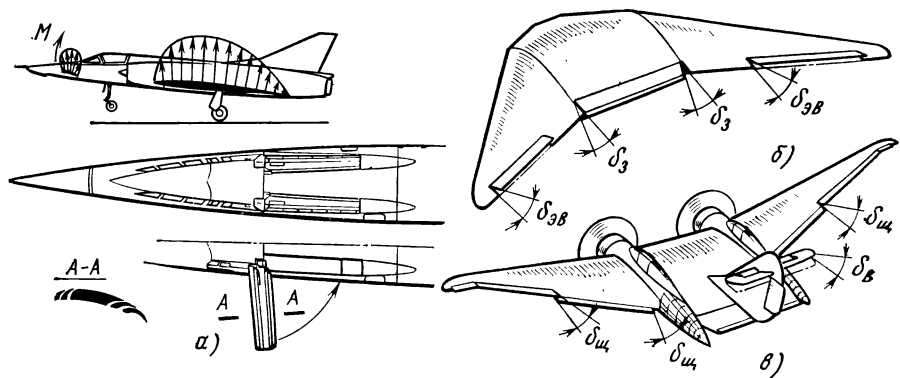


Рис. 12. Самобалансирующаяся механизация самолетов типа «бесхвостка»: а — Ту-144; б — Хортен; в — ДБ-ЛК

очередь тем, что такие крылья имеют меньшее волновое сопротивление воздуха на скоростях полета, близких к скорости звука или превышающих его. Примерами самолетов с подобными крыльями являются Ту-144 (см. рис. 2), «Мираж» 2000 (см. рис. 68), SAAB J-35 «Дракен» (см. рис. 69).

Для того чтобы уменьшить по возможности максимальные углы отклонения рулей высоты или элевонов, у самолетов этой схемы применяют специальные крыловые профили S-образной формы (рис. 10), а у стреловидного крыла используют крутку его концов относительно центральной части. Если крыло имеет прямую стреловидность, т. е. его концы отогнуты назад, то крутка концов отрицательная (рис. 11). Если стреловидность обратная, то крутка положительная. Эти конструктивные особенности как бы заменяют собой некоторые исходные углы отклонения рулей высоты или элевонов, что уменьшает общий диапазон их углов отклонения.

Чтобы у скоростных самолетов схемы «бесхвостка» при приземлении предотвратить рост посадочной скорости, возникающий от отклонения задней кромки рулей высоты или элевонов вверх, чаще всего уменьшают нагрузку на крыло. В качестве примера можно привести для сравнения нагрузки на крыло у двух самолетов — у самолета-истребителя обычной схемы «Мираж» FIE (622 кг/м^2) и у аналогичного по назначению самолета типа «бесхвостка» «Мираж» IIIС (346 кг/м^2). Для этом посадочные скорости у обоих самолетов — 235 км/ч . Для снижения посадочной скорости самолетов типа «бесхвостка» иногда применяют и специальные системы механизации крыла, позволяющие использовать небольшие углы отклонения посадочных закрылков или рулей высоты задней кромкой книзу. Такие устройства были, например, на самолетах ДБ-ЛК и Ту-144 (рис. 12).

Есть еще один путь снижения посадочной скорости у самолетов этой схемы — это применение продольной неустойчивости:

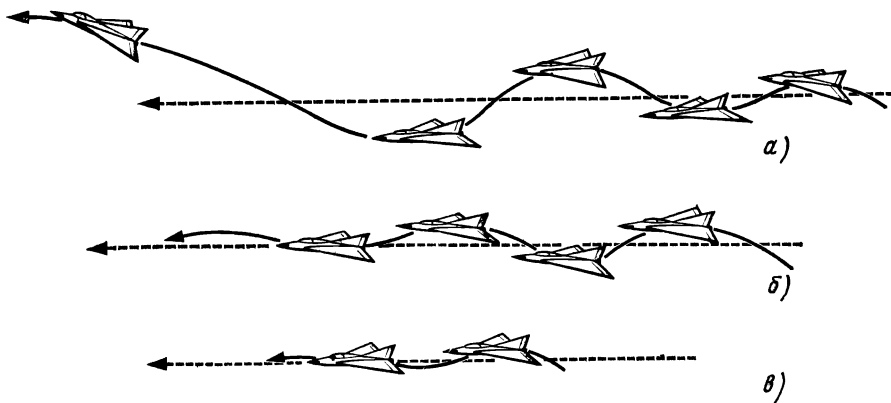


Рис. 13. Боковое колебательное движение самолета:
а — неустойчив; *б* — устойчив; *в* — хорошо устойчив

центр масс самолета располагается на небольшом расстоянии за фокусом крыла.

В связи с тем, что автоматика быстро внедряется во всех областях техники и особенно в авиационной, самолет типа «бесхвостка» может летать с применением автоматики и при наличии небольшой продольной неустойчивости. При этом небольшая продольная неустойчивость аппарата компенсируется путем быстрого отклонения рулей высоты или элевонов в требуемом направлении независимо от движения ручки управления летчика. Летчик отклоняет ручку управления в направлении, соответствующем полету на устойчивом самолете, и благодаря применению автоматики он не ощущает, что летит на неустойчивом аппарате.

При наличии фактической продольной неустойчивости для балансировки потребуется отклонять рули высоты или элевоны задней кромкой книзу, что снижает посадочную скорость самолета. Нечто подобное мы можем наблюдать и у птицы при приземлении. Она выдвигает концы крыла вперед, перемещая тем самым фокус крыла вперед и создавая таким образом продольную неустойчивость, а хвост при этом она опускает задней кромкой книзу.

Боковая устойчивость самолета или планера любой схемы, в том числе и схемы «бесхвостка», оценивается характером изменения по времени углов отклонения его продольной оси в горизонтальной плоскости по отношению к направлению полета, а также характером изменения по времени углов крена. Угловые отклонения в горизонтальной плоскости и угловые отклонения крена тесно связаны друг с другом, их взаимодействие и определяет боковую устойчивость. Чем быстрее затухают эти колебания после действия возмущения, например порыва ветра, тем лучше будет у летательного аппарата боковая устойчивость (рис. 13).

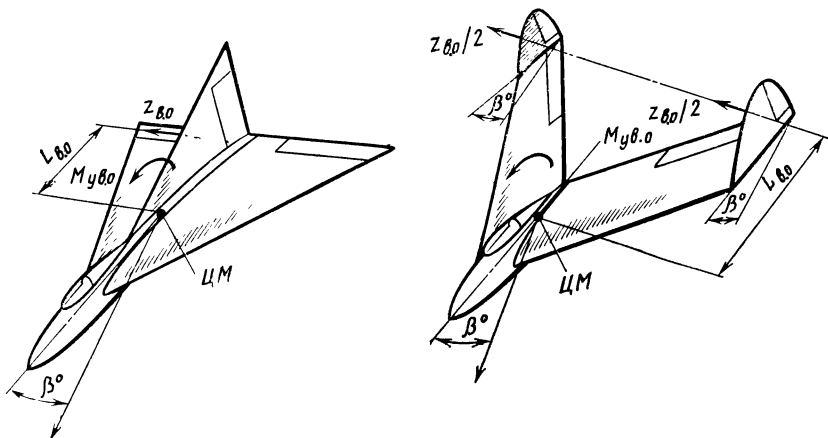


Рис. 14. Путевая устойчивость от действия вертикального оперения аппаратов схемы «бесхвостка»:

β — угол, под которым аппарат «скользит» вбок при действии порыва ветра; $L_{в.о}$ — плечо боковой силы $Z_{в.о}$; $M_{ув.о}$ — восстанавливающий путевой момент

Главную роль в обеспечении боковой устойчивости самолета и планера играют путевая устойчивость и путевое демпфирование. Путевая устойчивость — это стремление летательного аппарата вернуться в исходное положение после действия возмущения, вызывающего изменение его углового положения в горизонтальной плоскости. Устойчивый в путевом отношении самолет или планер аналогичен флюгеру, устанавливаемому на оси по ветру, только роль оси в данном случае играет центр масс аппарата. Путевое демпфирование — это сопротивляемость самолета или планера действию угловой скорости вращения в горизонтальной плоскости аппарата вокруг его центра масс. Чем больше проявляются путевое демпфирование и путевая устойчивость, тем быстрее затухают боковые колебания после действия возмущения, т. е. тем лучшей оказывается боковая устойчивость.

Как путевое демпфирование, так и путевая устойчивость определяются в первую очередь размерами вертикального оперения и расстоянием от вертикального оперения до центра масс аппарата (рис. 14). Форма крыла в плане также оказывает некоторое влияние на путевую устойчивость и путевое демпфирование. В частности, прямая стреловидность крыла способствует увеличению путевой устойчивости и путевого демпфирования. Крыло с прямой стреловидностью, как и флюгер, при отклонениях в горизонтальной плоскости вокруг центра масс стремится вернуться в исходное положение.

У самолетов и планеров схемы «бесхвостка» из-за отсутствия горизонтального оперения и укороченной кормовой части фюзеляжа плечо вертикального оперения оказывается недостаточным. Это усложняет решение проблемы обеспечения боковой устойчи-

ности таких летательных аппаратов. В некоторых единичных случаях, когда самолеты или планеры имеют малую полетную массу, стреловидная форма крыла и небольшое по площади вертикальное оперение позволяют создать приемлемую боковую устойчивость. Однако удовлетворительные характеристики боковой устойчивости у скоростных и тяжелых самолетов схемы «бесхвостка», как правило, обеспечиваются только при использовании установленной схемы вертикального оперения, отработанной на самолетах обычной схемы. Такое вертикальное оперение размещается в центральной части крыла или в кормовой части фюзеляжа. Если плечо вертикального оперения не может быть увеличено по конструктивным соображениям, то приходится применять на аппаратах типа «бесхвостка» двойное вертикальное оперение, например планер AV-36 (см. рис. 5) и скоростной самолет SR-71A (см. рис. 64).

Путевая управляемость у самолетов схемы «бесхвостка», как и у самолетов обычной схемы, обеспечивается отклонением руля направления на вертикальном оперении. Иногда для повышения эффективности путевой управляемости выполняется полностью поворотное вертикальное оперение, как это сделано, например, на самолете SR-71. При двойном вертикальном оперении у аппарата типа «бесхвостка» эффективность путевого управления может быть дополнительно увеличена путем дифференциации отклонения рулей направления на обеих поверхностях. Если угол отклонения руля направления на каждой из вертикальных поверхностей будет примерно в два раза большим в сторону, направленную к концу крыла, чем в сторону, направленную к его центральной части, то путевой управляющий момент возрастет вследствие увеличения силы лобового сопротивления от большего отклонения руля направления и путевая управляемость улучшится (рис. 15).

Для современных высотных скоростных самолетов типа «бесхвостка», летающих на больших высотах, где плотность воздуха мала, собственное путевое демпфирование, возникающее от действия вертикального оперения, может оказаться недостаточным. Тогда прибегают к искусственному демпфированию, т. е. на помощь приходит автоматика.

В систему путевого управления самолета включают автомат, так называемый демпфер рыскания, который независимо от перемещений летчиком педалей управления придает дополнительные отклонения рулю направления. Эти отклонения происходят при действии угловой скорости в горизонтальной плоскости (угловой скорости рыскания) и направлены в сторону уменьшения этой угловой скорости.

Мы видим, что схема «бесхвостка» имеет ряд характерных особенностей в части продольной и боковой устойчивости и управляемости. Эти особенности являются причиной того, что создание самолета или планера такой схемы с удовлетворительными пилотажными характеристиками оказывается достаточно сложным делом, требующим большого объема предварительных исследо-

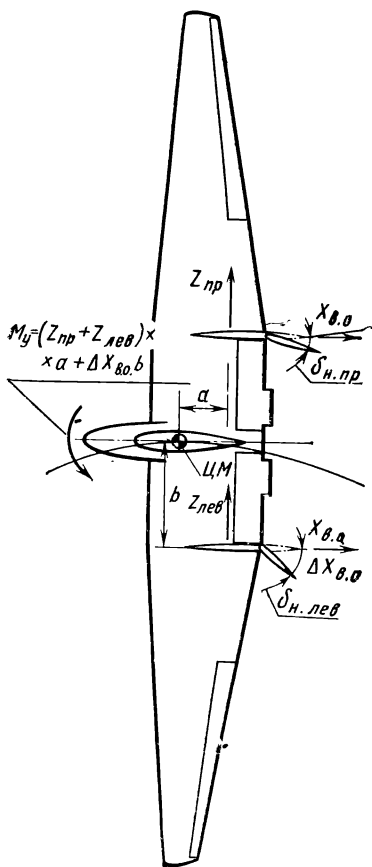


Рис. 15. Действие дифференциального отклонения рулей направления:

$Z_{пр}$, $Z_{лев}$ — боковые силы, возникающие на правом и левом вертикальных оперениях при дифференциальном отклонении рулей направления; a — плечо боковых сил относительно центра масс аппарата; $\Delta X_{в.о}$ — разность сил лобового сопротивления левого и правого вертикальных оперений, возникающая вследствие дифференциального отклонения рулей направления; b — плечо силы $\Delta X_{в.о}$ относительно центра масс аппарата; M_y — управляющий момент; $\delta_{н.пр}$, $\delta_{н.лев}$ — углы отклонения правого и левого рулей направления

ваний. Таким образом, авиаконструктор, выбирая схему «бесхвостка» для своего будущего самолета или планера, заведомо идет на известный риск. Мера оправданности такого риска определяется многими обстоятельствами. Главными из них являются: отсутствие жестких ограничений по времени, отпущенному на проектирование и постройку данного аппарата, а также наличие предварительного задела исследований по изучению особенностей этой схемы. Поэтому неудивительно, что схему «бесхвостка» применяют очень немногие самолетостроители. В условиях капиталистического общества авиаконструктор, нередко хозяин

предприятия, увлекшись схемой «бесхвостка», может себе позволить, рискуя вложенным в дело своим личным капиталом, построить самолет или планер по этой схеме. Примеров такого рода было великое множество. Считанные единицы из этих машин, как мы дальше узнаем, пошли в серийное производство и успешно эксплуатировались. В нашей стране поисковые работы по созданию опытных самолетов и планеров, предназначенных для изучения особенностей схемы «бесхвостка», тщательно планировались, и эта схема выбиралась лишь в том случае, когда ее применение было оправдано летными преимуществами. Этим объясняется относительно меньшее количество построенных и летавших отечественных аппаратов схемы «бесхвостка» по сравнению с зарубежными. Интересно проанализировать развитие испытанных в полете самолетов и планеров типа «бесхвостка», чтобы проследить, как влияли их наиболее существенные конструктивные особенности на основные летные и пилотажные характеристики.

Первые шаги

Идея самолета типа «бесхвостка» зародилась еще во второй половине XIX века. В дальнейшем до 20-х годов текущего столетия было спроектировано, запатентовано, построено и частично испытано в полете несколько полноразмерных планеров и самолетов, выполненных без горизонтального оперения.

На рубеже веков. Развитие авиации примерно со второй половины XIX века до первого десятилетия XX века характеризовалось тем, что многие изобретатели искали такую аэродинамическую схему самолета, которая обеспечивала бы возможности полета. Пути выбора схемы при этом были самыми разнообразными, например, создавались схемы планеров и самолетов в виде одного крыла без горизонтального оперения. Мы упомянем только о тех самолетах и планерах, которые отличались особой новизной или добились какого-либо летного успеха. Но следует иметь в виду, что понятие о летном успехе в те годы было своеобразным. Если самолет совершал кратковременный прыжок длиной в несколько десятков метров, это уже считалось полетом. Все работы изобретателей и конструкторов в период 1875—1908 годов, относящиеся к самолетам и планерам без горизонтального оперения, можно разделить на две большие группы. Первая из них — это исследовательские работы и патенты, а вторая — построенные и испытанные в полете аппараты с человеком на борту. Из первой группы особо следует отметить три выдающиеся работы, четко определившие основные принципиальные конструктивные особенности самолетов типа «бесхвостка» в части продольной устойчивости и балансировки.

Первая из этих работ — патент французов А. Пено и Э. Гошо 1876 года, в котором подробно описана аэродинамическая компоновка самолета типа «бесхвостка», продольная устойчивость и балансировка которого обеспечивались так же, как и у современных самолетов, передним расположением центра масс (на 20% хорды крыла) и S-образной формой крылового профиля (рис. 16).

Выдающейся исследовательской работой, в которой впервые были описаны принципы обеспечения продольной устойчивости и балансировки одного крыла без оперения, явился доклад русского изобретателя В. В. Котова «Устройство самолетов-аэропланов», сделанный им в мае 1896 года на заседании воздухоплавательного отдела Русского технического общества. Котов еще в 1895 году доказал простейшим летным экспериментом с миниатюрной летающей моделью возможность обеспечения продольной устойчивости и продольной балансировки одного крыла без оперения (рис. 17). Он впервые показал, как обеспечивается продольная балансировка аппарата схемы «бесхвостка» — отклонением задней кромки кверху.

Другой русский изобретатель С. С. Неждановский, создавая в конце прошлого века коробчатые змеи разной конструкции, раз-

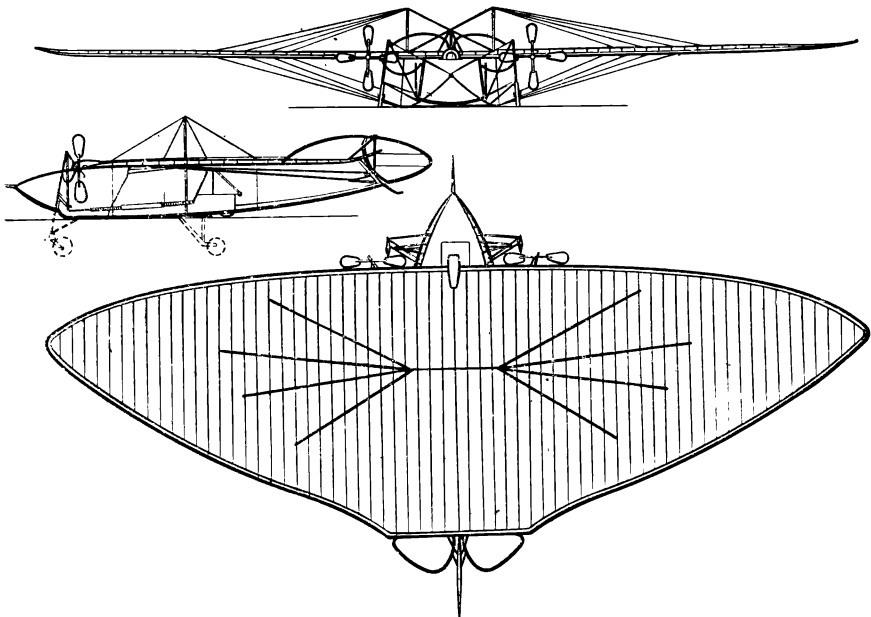


Рис. 16. Патент А. Пено и Э. Гошо (Франция)

работал коробчатый змей со стреловидными горизонтальными плоскостями, которые соединялись друг с другом тремя вертикальными поверхностями, служащими киями для путевой устойчивости (рис. 18). Размах крыла такого змея составлял несколько метров. Его продольная устойчивость достигалась надлежащим расположением центра масс змея в свободном полете. Для обеспечения продольной балансировки горизонтальным поверхностям придавалась отрицательная кривка их концов относительно центральной части. Благодаря этому змеи Неждановского после отцепки от леера совершали продолжительный парящий полет.

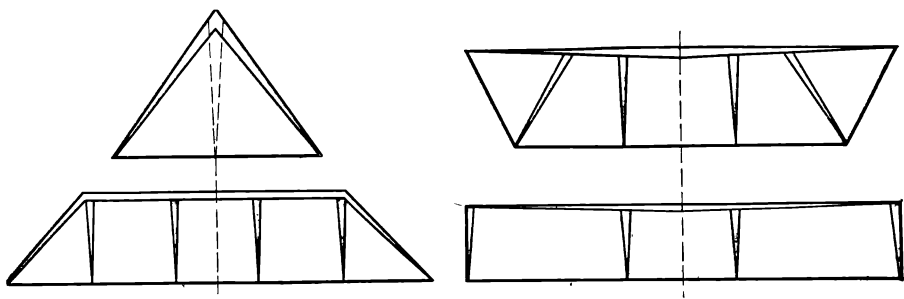


Рис. 17. Модели планеров В. В. Котова

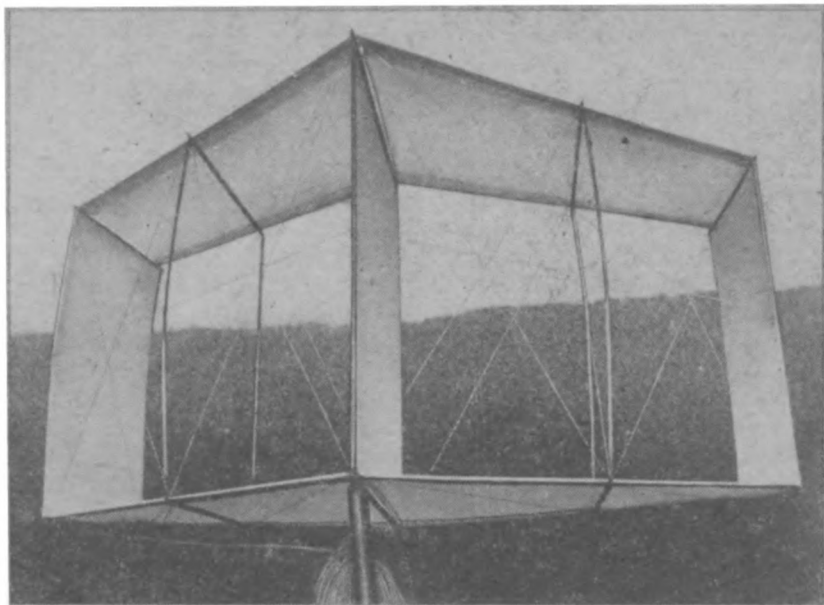


Рис. 18. Планер-змей С. С. Неждановского

Опыты со змеями-планерами Неждановского явились первыми демонстрациями в продолжительном полете крупной модели типа «бесхвостка».

Из построенных и испытанных самолетов типа «бесхвостка» с человеком на борту первыми были самолеты с паровыми двигателями француза К. Адера. В 1890 году Адер берет патент на летательный аппарат для воздухоплавания, называемый авионом. Пробразом самолета Адера явилась летучая мышь, у которой имеется увеличенная по хорде центральная часть крыла. Свой первый аппарат, названный им «Эол», Адер построил в 1890 году (рис. 19). Но «Эол» оказался неустойчивым в полете. Осенью

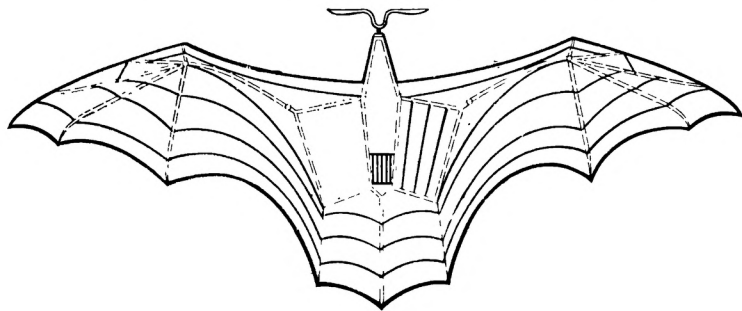


Рис. 19. Одноместный самолет «Эол» с паровым двигателем конструкции К. Адера (Франция)

следующего года Адер опять испытал свой «Эол» с новым паровым котлом. Во время испытания аппарат сломался. Для продолжения работ личных средств у Адера не было, и он, отремонтировав «Эол», выставил его для обозрения в Париже. Работой Адера заинтересовалось военное ведомство Франции и финансировало его дальнейшие работы. К осени 1897 года Адер заканчивает постройку своего третьего аппарата, который в основном повторял схему «Эола», однако был большего размера. Силовая установка состояла из двух паровых двигателей, каждый из которых развивал мощность 14,7 кВт (20 л. с.). Шасси было трехколесное с хвостовым колесом. В октябре 1897 года в Сатори проводились секретные испытания «Авиона-3». Во время второй попытки взлететь его заднее колесо, являющееся рулем, не все время катилось по земле. Затем ветер снес аппарат с дорожки. Было ли это движение полетом — неясно. Мощность двигателей у третьего аппарата обеспечивала нагрузку в 136 Н/кВт (10 кгс/л. с.), что позволяло ему совершать полет. Однако при испытаниях обнаружилось отсутствие у него устойчивости и управляемости. Военное ведомство финансирование работ Адера прекратило, и аппарат был передан в Музей искусств и ремесел в Париже. Это была первая попытка натурального испытания самолета типа «бесхвостка».

Среди многих аналогичных поисков конструкций самолета без оперения следует отметить еще два аппарата.

Некоторые изобретатели, работавшие в начале XX века, наивно полагали, что если устойчивый полет воздушного змея происходит без горизонтального оперения, то и самолету не потребуются оперения. При этом они, анализируя полет парашюта, считали, что основным условием обеспечения его устойчивости является размещение центра масс всего аппарата существенно ниже несущей поверхности. На основе этих рассуждений создавались самолеты без оперения, но с чрезвычайно низким расположением центра масс. По такому пути пошли конструкторы Т. Вуйя в Румынии и Х. Элехаммер в Дании.

Элехаммер в 1905 году проводит предварительные эксперименты с летающей моделью своего будущего аппарата в масштабе 1/20 с двигателем, работавшим на сжатой углекислоте. В 1906 году он построил свой первый самолет, не имевший оперения. Это был самолет-биплан с тянущим винтом, вращавшимся двигателем внутреннего сгорания мощностью около 13 кВт (18 л. с.) (рис. 20). Верхнее крыло крепилось к нижнему на расчалках и с помощью дугобразной поверхности, составлявшей одно целое с центральной частью нижнего крыла. Верхнее крыло имело чайкообразную форму, образованную деформацией мягкой конструкции его поверхности. Нижнее, основное крыло в плане напоминало по форме обычный ромбический плоский змей с урезанным нижним углом, где располагался закрылок, выполняющий функции руля высоты. Двигатель с тянущим винтом размещался впе-

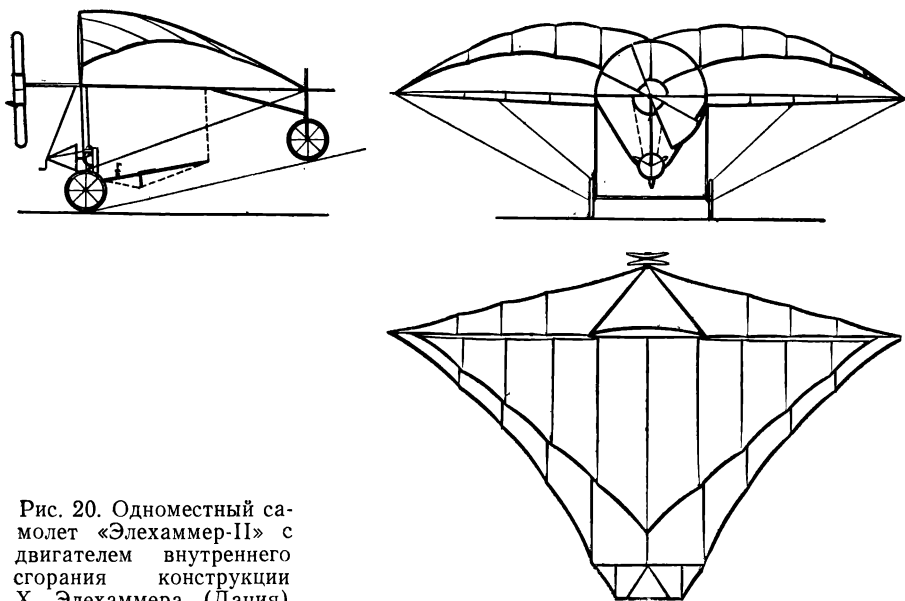


Рис. 20. Одноместный самолет «Элехаммер-II» с двигателем внутреннего сгорания конструкции Х. Элехаммера (Дания)

реди основного крыла так, что поток от винта устремлялся под дугообразную поверхность центральной части крыла.

Характерной особенностью самолета Элехаммера была маятниковая подвеска легчика низко над крылом и наличие кинематической связи в его отклонениях с отклонением закрылка, размещенного на задней кромке нижнего крыла. В сентябре 1906 года Элехаммер совершил свой первый успешный полет на этом самолете, поднявшись над землей на высоту около метра, и выполнил благополучную посадку. Самолет был сфотографирован в этом полете, и он оказался первым самолетом типа «бесхвостка», кратковременный подлет которого был документально зафиксирован.

Семя, давшее всходы. Наибольшего летного успеха достигли конструкторы, работавшие над созданием планеров и самолетов типа «бесхвостка», продольная устойчивость и балансировка которых обеспечивалась крылом. Его форма была заимствована у летающего семени лианы Цанония (рис. 21). Эта лиана растет в Индонезии и на Филиппинских островах. Ее плод, раскрываясь, осво-

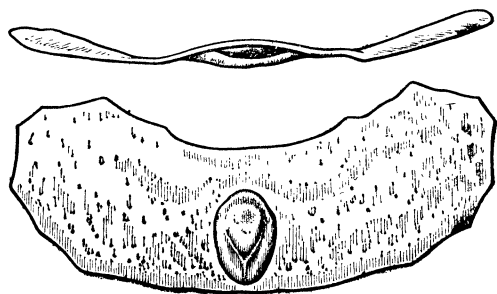


Рис. 21. Летающее семя лианы Цанония

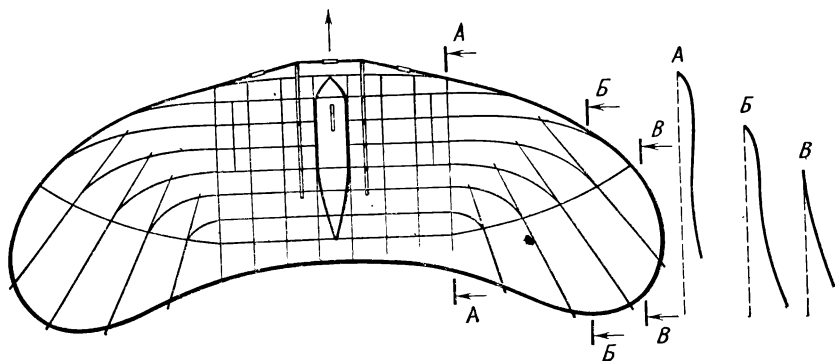


Рис. 22. Планер конструкции Ф. Велса и И. Этриха (Австрия)

бождает большое количество семян, которые могут совершать планирующие полеты. Само семя представляет собой плоское зерно, окруженное очень тонкой тканью, усиленной волокнами и образующей листок, концы которого оттянуты назад относительно самого весомого элемента семени — зерна, т. е. они имеют стреловидность. Размах летающего семени равен 127—203 мм, хорда — около 60 мм, а масса — около 6 г. В свободном полете концы семени, деформируясь, создают отрицательную крутку относительно его центральной части, что в комбинации со стреловидностью обеспечивает продольную балансировку в полете, а продольная устойчивость создается передним расположением центра масс (рис. 21).

В 1899 году французский профессор Г. Динглер опубликовал статью о летающих растениях с описанием летных свойств семени Цанониа. Впоследствии Динглер обратил внимание своего друга Ф. Альборна, школьного учителя из Гамбурга, на свойства этого природного планера. После изучения свойств семени Цанониа Альборн убедился в том, что крыло самолета должно иметь такую же форму. Эту идею он изложил в брошюре «Об устойчивости аэропланов», опубликованной в 1897 году. В 1904 году Альборн в Вене сделал научный доклад «Явление сопротивления в жидкостях», в которых подчеркивал, что летающее семя Цанониа является идеальным примером планирования.

В Австрии и Англии ряд ученых и конструкторов заинтересовались возможностью создать самолет с крылом, в котором заложены основные аэродинамические принципы семени Цанониа, обеспечивающие ему устойчивость в полете. Пионером в этом деле оказался И. Этрих — состоятельный австрийский промышленник из Моравии. Он вместе с Ф. Велсом построил планер в форме семени Цанониа. Этот планер представлял собой громоздкую конструкцию из бамбука и полотна с большим количеством расчалок, опирающуюся на шасси в виде салазок (рис. 22). В октябре 1906 года на этом планере Велсу в местечке Траутенау удалось осуществить планирующий полет длиной 250 м с холма. Для этого

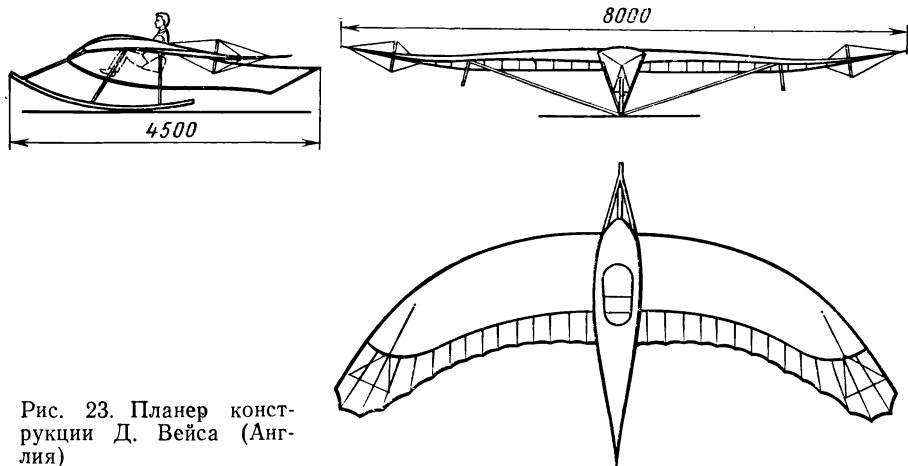


Рис. 23. Планер конструкции Д. Вейса (Англия)

была построена стартовая дорожка с рельсами, по которым катилась небольшая тележка с планером. Планер Велса и Этриха не имел органов управления. Летчик, стоя, управлял полетом посредством наклона своего корпуса в ту или иную сторону. Этот планер был первым в истории авиации аппаратом типа «бесхвостка», на котором человек совершил устойчивый полноценный полет.

Английский изобретатель и конструктор Д. Вейс в августе 1907 года получил патент на самолет типа «бесхвостка», устойчивость и управляемость которого обеспечивалась только формой крыла. Крыло по своей конфигурации в плане напоминало семя Цанония, но имело несколько большую стреловидность, и его концы в своей тыльной части также были отогнуты кверху. Для проверки летных возможностей принятой схемы самолета Вейс в 1902—1908 годы строит и испытывает в полете около 200 летающих моделей с размахом крыла до 2,5 м. В 1908 году он строит планер для полета человека (рис. 23). Планер имел верхнее расположение крыла, которое крепилось к фюзеляжу на подкосах. На этом планере в 1909 году Г. Ингленд осуществил планирующий спуск дальностью 2,4 км с горы Амберлей в графстве Суссекс. Долгое время это достижение безмоторного полета считалось рекордным. В том же году Вейс безуспешно пытался снабдить этот планер двигателем, который должен был вращать в разные стороны два воздушных винта, размещенных в прорезях крыльев. Вейс убедительно продемонстрировал, что крыло с оттянутыми назад концами, т. е. стреловидное, имеющее отгиб задней кромки кверху, может обеспечить достаточно продолжительный устойчивый полет. Это был первый значительный шаг в освоении пилотирования аппарата типа «бесхвостка».

Лейтенант британской армии Д. Данн, занимавшийся постройкой воздушных змеев для подъема человека на заводе привязных

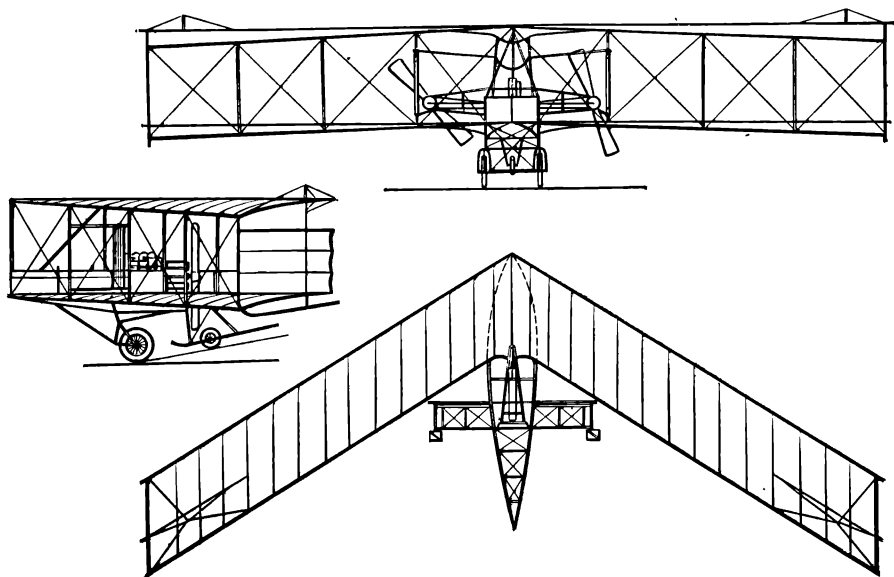


Рис. 24. Самолет конструкции Д. Данна (Англия)

аэростатов в Южном Фарнборо, начиная с 1905 года работает над созданием устойчивого самолета, на котором можно было бы совершать длительные полеты, не управляя им. Данн, приняв за основу идею аэродинамической компоновки семени Цанония, придал крылу самолета прямолинейные очертания, значительную стреловидность, постоянную ширину вдоль размаха и выбрал схему биплана. Концевые участки верхнего и нижнего крыльев своими передними точками были смещены книзу так, что между концевой хордой и центральной частью крыла образовывалась отрицательная кривка. На основании предварительных опытов с бумажными моделями планеров и с полноразмерным планером D-3, испытанным в полете осенью 1908 года, Данн убедился, что самолет с крылом такой конфигурации будет летать достаточно устойчиво без оперения.

Первый биплан D-4 по проекту Данна был построен и испытан в 1908 году. Мощность его силовой установки 18,3 кВт (25 л. с.) оказалась недостаточной, и полет имел дальность всего 37 м. Следующей его конструкцией был двухместный биплан D-5 с мотором «Грин» в 44 кВт (60 л. с.), расположенным в центральной гондole фюзеляжа за летчиком (рис. 24). Вал этого двигателя, как и на биплане D-4, передавал вращение посредством ременной передачи двум толкающим винтам, расположенным по обе стороны фюзеляжа и укрепленным на ферме. Крылья имели стреловидность около 30°.

Характерной особенностью бипланов Данна являлась также отогнутая вниз задняя кромка крыла в месте его крепления к фюзеляжу, что способствовало увеличению крутки крыла. Оба крыла по концам соединялись вертикальными плоскостями, служившими киями. Кроме того, между крыльями были укреплены шесть пар стоек с большим числом расчалок. Рулевые поверхности в виде элеронов, располагавшиеся на задних кромках у концов крыла, управлялись отдельными рычагами и служили для продольного управления и для управления курсом, так как руль направления отсутствовал. Шасси даже для того времени представляло собой довольно сложную и громоздкую конструкцию. При испытаниях самолет показал отличную устойчивость в полете, а 20 декабря 1910 года Данн впервые в истории авиации продемонстрировал перед комиссией, в которую входил и О. Райт, продолжительный полет без применения управления. Самолет Данна вследствие отрицательной крутки концов крыла при резком увеличении угла атаки не терял поперечной управляемости, а постепенно опускал нос, переходя на меньшие углы.

Все последующие аппараты Данна строились по аэродинамической схеме, аналогичной биплану D-5. Разница заключалась только в силовой установке, которая начиная с биплана D-8 была одновинтовой. Некоторые из самолетов Данна оборудовались обычным управлением, ручка которого посредством дифференциала соединялась с элеронами, выполнявшими и функции рулей высоты. В 1912 году французские военные власти предложили фирме «Ньюпор» построить самолет Данна. Предварительно летчик Ж. Феликс совершил перелет на одном из бипланов Данна из Англии во Францию. Это был первый в истории маршрутный перелет на самолете типа «бесхвостка». В декабре 1913 года фирма «Ньюпор» построила по лицензии один биплан Данна и экспонировала его на Парижской авиационной выставке.

В 1914 году фирма «Бургесс» (США) приобрела права на постройку самолетов Данна. Она построила в 1916 году два двухместных биплана Данна на поплавках. Эти гидросамолеты были на службе флота США до 1919 года. В 1915 году фирма «Бургесс» получила приз за гидросамолет «Бургесс — Данн». Работы Данна по практическому освоению самолета типа «бесхвостка» с большим углом стреловидности сыграли значительную роль в развитии самолетов этой схемы.

Обитаемое крыло. В конце 1921 года в Москве возник кружок любителей планеризма «Парящий полет» при Академии Воздушного Флота. В числе первых членов этого кружка был молодой конструктор и изобретатель Б. И. Черановский, сыгравший в дальнейшем значительную роль в становлении современной компоновки самолета типа «летающее крыло» с центральным размещением кия. Уже в те годы Черановский представлял себе схему самолета в виде одного крыла, который он называл «Виталия» (в переводе с латинского языка — жизненное пространство). У такого самолета внутренний объем крыла должен был полностью

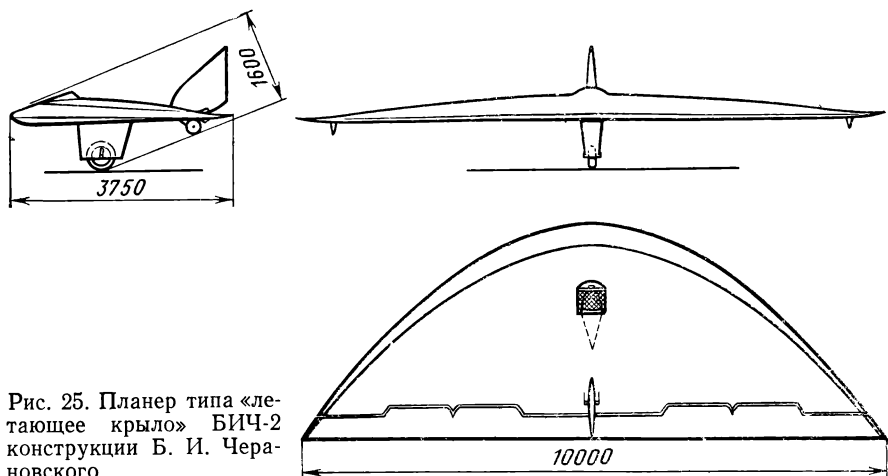


Рис. 25. Планер типа «летающее крыло» БИЧ-2 конструкции Б. И. Черановского

использоваться как для размещения всех элементов конструкции, так и для полезной нагрузки — пассажиров, грузов, горючего для двигателей и самих двигателей. Идея «летающего крыла» у Черановского возникла в то время, когда в самолетостроении господствовала в основном схема расчалочного биплана. По замыслу Черановского, у «летающего крыла» должны быть минимальными вредное воздушное сопротивление и масса конструкции, что могло существенно улучшить летные характеристики. Свою практическую работу Черановский начал с постройки планера по схеме «обитаемого крыла». Он выбрал форму крыла в плане в виде параболической кривой, так как при этом внутренние объемы крыла, предназначенные для размещения полезной нагрузки, при заданной площади крыла оказывались наибольшими.

Первый планер Черановского БИЧ-1 с параболическим в плане крылом был построен силами кружка «Парящий полет». Его конструкция — цельнодеревянная, профиль крыла — с относительной толщиной 20%. Удлинение крыла было выбрано небольшим — всего 2. Этот планер был привезен на I Всесоюзные планерные испытания в 1923 году, однако в полете не испытывался.

Второй планер Черановского «Парабола» БИЧ-2, построенный силами Общества друзей Воздушного Флота при Академии Воздушного Флота в 1924 году, имел значительно более совершенное крыло, чем его предшественник (рис. 25). Удлинение планера БИЧ-2 было 4, относительная толщина профиля в центре — 11%, профиль — «Геттинген-436». Крыло было цельнодеревянное и имело весьма малую удельную массу — 2,24 кг/м², что объяснялось рационально выбранной ферменной многолонжеронной конструкцией.

Характерной особенностью планеров Черановского, в частности планера БИЧ-2, было то, что летчик полностью размещался в крыле. Под центральной частью располагалось одно колесо в об-

текателе, по концам — костыли-подпорки. Вся задняя кромка крыла — подвижная и была занята элевонами. Планер БИЧ-2 имел вертикальное оперение, размещенное по продольной оси аппарата и состоявшее из полностью поворотного руля направления без киля, отклонявшегося, как обычно, от ножных педалей. Этот руль направления оказался недостаточно эффективным из-за малой площади и малого плеча. Элевоны, расположенные вдоль всей задней кромки крыла, имели осевую компенсацию около 20%, что позволяло значительно снизить давления на ручку управления. Одноколенное шасси обеспечивало стояночный угол 15—18°, что способствовало быстрому отрыву планера от земли. На планере БИЧ-2 в 1924 году на II Всесоюзных планерных испытаниях в Коктебеле (в Крыму) летчиком Б. Н. Кудриным было выполнено 27 полетов, из них два — парящих. Наиболее продолжительный парящий полет длился 1 мин 20 с. Продольная устойчивость и управляемость планера БИЧ-2, по мнению летчика, была нормальной.

На основе опыта работы с планером БИЧ-2 Черановский в 1925 году проектирует и строит планер БИЧ-4. Планер БИЧ-4, управляемый летчиком П. А. Вержбицким, на III Всесоюзных планерных испытаниях в Коктебеле в 1925 году был в полете 1 мин 10 с. У этого планера не было вертикального оперения, однако его пилотажные характеристики практически не изменились по сравнению с планером БИЧ-2.

К концу января 1926 года был построен самолет БИЧ-3. Его основные конструктивные особенности, в том числе система управления элевонами, были такие же, как и у планеров БИЧ-2 и БИЧ-4, за исключением более мощного вертикального оперения, расположенного в центре задней кромки крыла (рис. 26). Шасси самолета было выполнено однокольным — с колесом, размещенным по продольной оси аппарата, и с двумя концевыми подпорками. На самолете использовался мотор воздушного охлаждения

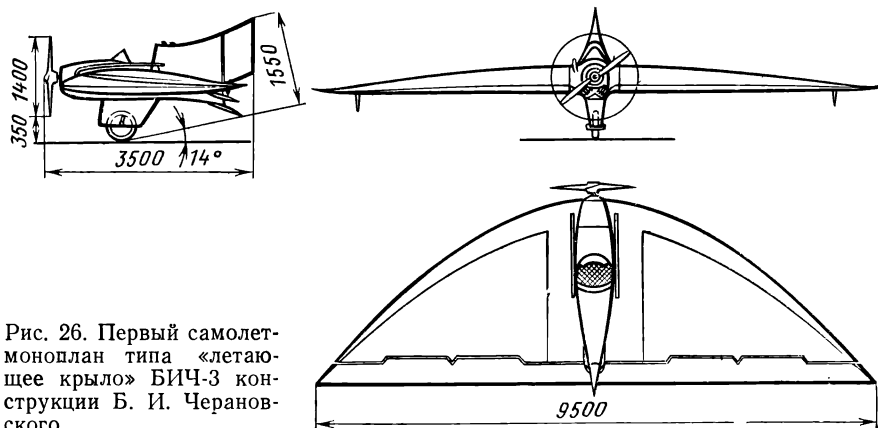


Рис. 26. Первый самолет-моноплан типа «летающее крыло» БИЧ-3 конструкции Б. И. Черановского

«Блекберн» мощностью 13,2 кВт (18 л. с.) с тянущим винтом. Из-за плохой работы мотора не представилось возможным выявить все полетные качества самолета. Однако летчик Кудрин, совершивший на самолете БИЧ-3 ряд полетов, из которых самый продолжительный был 3 февраля 1926 года и длился 8 мин, сделал заключение, что самолет может устойчиво летать и хорошо управляется.

Самолет БИЧ-3 явился первым в мире нормальным в пилотировании самолетом-монопланом типа «летающее крыло», выполненным по схеме с вертикальным оперением, размещенным вдоль продольной оси самолета. Именно по этой схеме строились в дальнейшем все хорошо летавшие самолеты этого типа. Так, еще в 1926 году в нашей стране было положено начало становления схемы самолета «бесхвостка» в том виде, в котором она воплотилась в жизнь в настоящее время.

Первые достижения

В тридцатые годы идея «летающего крыла» как самолета с наименьшим лобовым сопротивлением и наименьшей массой конструкции увлекла многих авиаконструкторов. Накопленный годами опыт создания самолетов и планеров схемы «бесхвостка» и развитие авиационной науки, особенно создание новых крыловых самобалансирующихся профилей с S-образной средней линией, позволили авиаконструкторам создать образцы самолетов типа «бесхвостка», которые в некоторых случаях превосходили по своим летно-эксплуатационным характеристикам самолеты обычной схемы.

Успешные полеты. После хорошей оценки пилотажных характеристик легкомоторного самолета БИЧ-3 Б. И. Черановский в 1928 году проектирует и строит двухместный экспериментальный самолет БИЧ-7 цельнодеревянной конструкции с крылом параболической формы в плане. Самолет БИЧ-7 был построен в конце 1929 года. Крыло самолета имело профиль с относительной толщиной 10%, построенный по контуру логарифмической спирали. На самолете стоял двигатель «Бристоль — Люцифер» мощностью 73,5 кВт (100 л. с.), вращавший тянущий винт. В средней части крыла располагался хорошо обтекаемый фюзеляж (в первоначальном варианте снабженный одноколесным шасси), а по концам крыла располагались поворотные кили. Под задней кромкой крыла с каждой стороны находились две пары рулевых закрылков, имевших перевернутый крыловой профиль. Внешние закрылки работали как элевоны, а центральные — служили органами дополнительной продольной балансировки, регулируемые летчиком с помощью специального рычага. Во время полета выявилась плохая боковая управляемость самолета и на земле, и

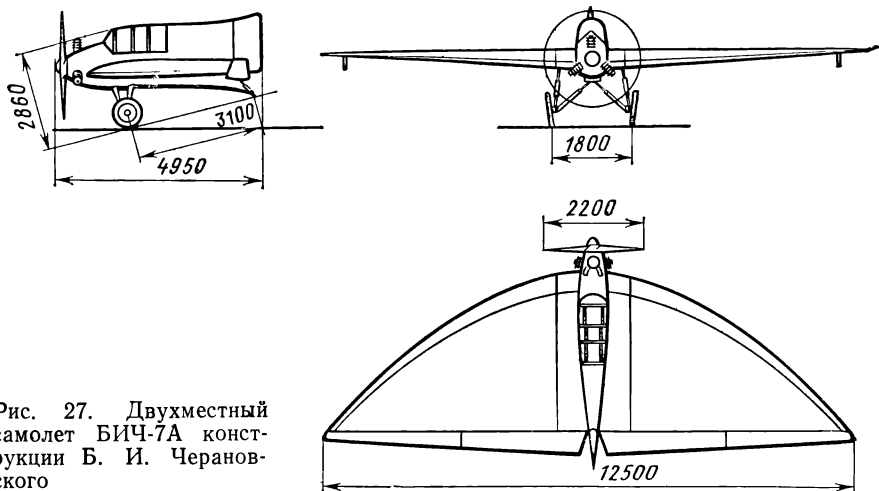


Рис. 27. Двухместный самолет БИЧ-7А конструкции Б. И. Черановского

особенно в воздухе. В течение четырех лет самолет существенно дорабатывался.

В 1932 году самолет БИЧ-7А имел следующий вид: крылья освобождены от рулей направления; киль, являвшийся продолжением застекленной двухместной кабины, заканчивался рулем направления. Размещенный по продольной оси самолета над костылем и обдуваемый струей воздуха от винта руль направления был в достаточной степени эффективным (рис. 27). В качестве элеронов использовались только крайние закрылки. При взятии ручки управления на себя отклонялись и закрылки — рули высоты и элероны совместно.

При такой системе управления и при более задней центровке, чем у самолета БИЧ-7, этот самолет был хорошо управляем как на земле, так и в полете в продольном и в боковом отношениях. Единственным недостатком машины было большое давление на ручку управления, что объяснялось значительно возросшей площадью закрылков, работавших как рули высоты. Этот недостаток был устранен путем постановки жесткого, фиксированного на земле триммера, чем была полностью разгружена ручка управления. Таким образом, после переделок и исправлений самолет БИЧ-7А оказался хорошим в отношении устойчивости и управляемости. Летчики, испытывавшие этот самолет, отметили в отчете об испытаниях, что самолет устойчив на всех режимах полета, тенденции к потере скорости не имеет и управление им ничем не отличается от управления самолетом обычной схемы.

На примере летных испытаний самолета БИЧ-7А четко выявилась целесообразность схемы самолета типа «бесхвостка» с размещением вертикального оперения по продольной оси.

В 1934 году Б. И. Черановский заканчивает проектирование и постройку первого в мире пятиместного пассажирского самолета

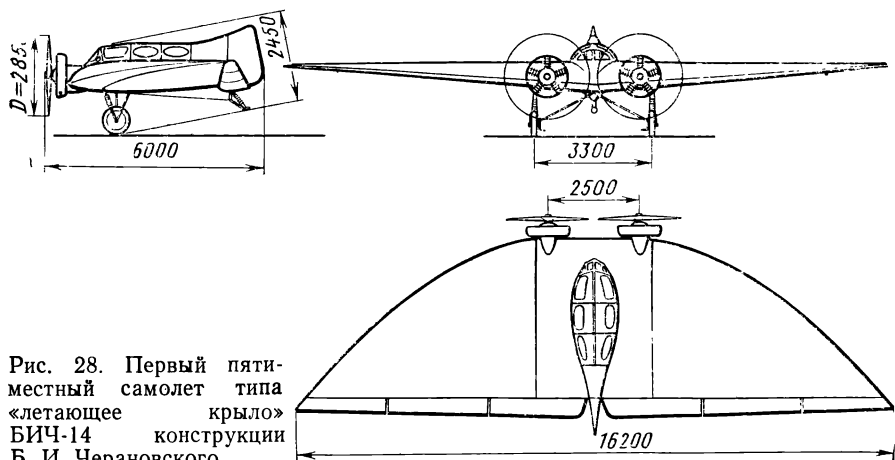


Рис. 28. Первый пяти-местный самолет типа «летающее крыло» БИЧ-14 конструкции Б. И. Черановского

типа «летающее крыло» БИЧ-14 (рис. 28). Это был самолет с параболическим в плане крылом, имевшим прямую заднюю кромку. Два звездообразных двигателя воздушного охлаждения М-11, размещавшиеся на передней кромке крыла, вращали тянущие винты и были закрыты кольцевыми обтекателями. Крыло состояло из трех частей — центроплана, выполненного из алюминиевого сплава, и двух консолей деревянной конструкции. Кабина пассажиров и летчика находилась в центроплане, выступала сверху крыла и переходила в вертикальное оперение с рулем направления. Вдоль всей задней кромки крыла располагались рулевые поверхности в виде закрылков с осью вращения, смещенной книзу относительно задней кромки крыла. В центральной части крыла эти закрылки работали как рули высоты, а на консольных частях крыла — как элевоны. Вертикальное оперение при этом не обдувалось потоком воздуха от воздушных винтов, что снижало его эффективность. Шасси было двухколесное, убирающееся в полете, с хвостовым костылем. Каждое колесо шасси соединялось с центропланом системой пирамидальных стоек. Уборка шасси осуществлялась с помощью перемещения тросом верхней точки стоек вдоль продольной оси самолета.

Заводские летные испытания самолета БИЧ-14 в конце 1934 года проводил летчик Ю. И. Пионтковский. Затем самолет был передан на государственные испытания. Во время этих испытаний на самолете БИЧ-14 летали П. М. Стефановский, М. А. Нютиков и И. Ф. Петров. В процессе длительных летных испытаний выявилась слабая эффективность руля направления из-за малых размеров вертикального оперения. Большая относительная толщина профиля крыла в центроплане (22%) вызывала срыв потока с крыла, что также ухудшало работу руля направления на малых скоростях полета. Для осуществления посадки требовались

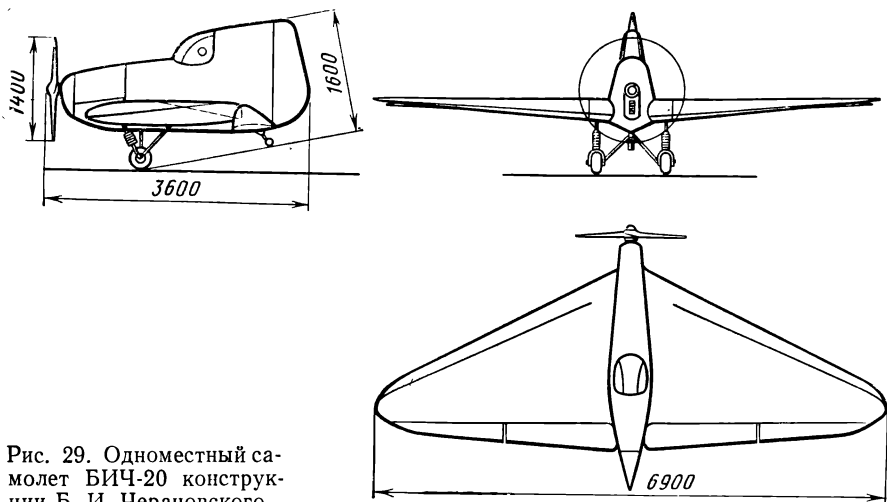


Рис. 29. Одноместный самолет БИЧ-20 конструкции Б. И. Черановского

при крайне переднем расположении центра масс большие углы отклонения рулей высоты и элевонов, из-за чего посадочная скорость возрастала.

Летный опыт с самолетом БИЧ-14 наглядно показал, что для самолета такого типа не следует применять относительную толщину профиля в центроплане больше 20%, а для двухмоторного самолета рекомендуется использовать схему с двойным вертикальным оперением.

В 1936 году Б. И. Черановский спроектировал легкий спортивный цельнодеревянный одноместный самолет типа «бесхвостка» БИЧ-20 «Пионер» под мотор воздушного охлаждения «Обье-Дюнн» мощностью 14,7 кВт (20 л. с.). Этот самолет (рис. 29) явился дальнейшим развитием схемы самолета БИЧ-7А. Он строился в 1938 году, а в январе 1939 года проходили его летные испытания. На нем летали планерист Р. А. Пищучьев на аэродроме в Тайнинке и летчик Центрального аэроклуба В. Л. Расторгуев в Тушино. Было выполнено 6 подлетов и 3 полета с общим налетом 34 мин. Последний полет был осуществлен на высоту 1400 м. На рулежке самолет был послушен рулям направления, но при резком его отклонении разворачивался на месте. На разбеге он хорошо сохранял направление и был послушен всем рулям. В прямолинейном полете на наборе высоты и при планировании самолет был устойчив и так же хорошо послушен всем рулям. На виражах до 35° он тоже был устойчив и никаких тенденций к изменению приданного ему положения не имел. Самолет легко садился на три точки с полностью отклоненной ручкой на себя. При пробеге он хорошо сохранял направление. В заключении летчик-испытатели констатировали, что самолет БИЧ-20 «Пионер» не отличается от обычных типов самолетов по управляемости и другим пилотажным характеристикам.

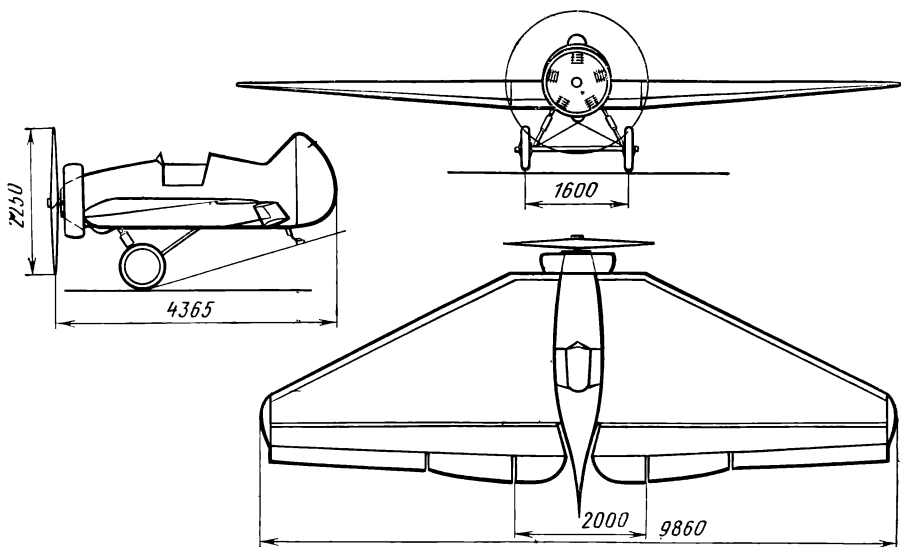


Рис. 30. Одноместный самолет БОК-5 конструкции В. А. Чижевского

Летный успех самолета БИЧ-7А натолкнул конструктора В. А. Чижевского на мысль построить одноместный пилотажный самолет БОК-5* типа «бесхвостка» под наш отечественный мотор М-11 (рис. 30). На крыле был применен профиль с относительной толщиной 14% с S-образной средней линией. Элероны и рули высоты представляли собой подкрылки с перевернутым крыловым

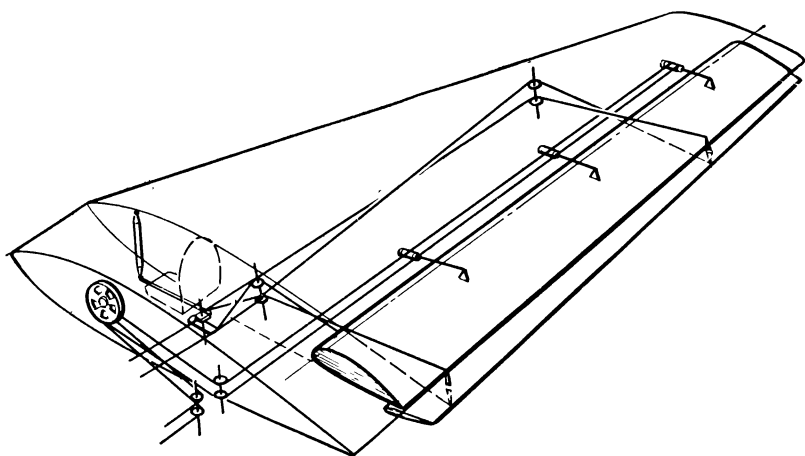


Рис. 31. Механизм изменения продольной балансировки на самолете БОК-5

* Бюро опытных конструкций.

профилем. Хвостовая часть крыла с подвешенными к ней рулями высоты и элеронами отклонялась для продольной балансировки с помощью специального штурвала (рис. 31). Самолет изготовлялся из алюминиевого сплава, обшивка была полотняная. Шасси обычного типа, такое же, как на самолете У-2. Костыль был управляемый, он включался в управление рулем направления. Снизу костыля приваривался мощный гребень, что значительно улучшало управляемость на земле. Кабина имела козырек, и для удобства бортовая верхняя часть откидывалась.

В конце 1937 года начались летные испытания самолета БОК-5. Был совершен 31 полет с общим налетом 10 ч 7 мин. После проведения всесторонних испытаний самолет был признан хорошим. На нем выполнялся весь комплекс фигур высшего пилотажа. На примере этого самолета еще раз подтверждалась целесообразность схемы самолета «бесхвостка» с центральным размещением вертикального оперения.

В 1938 году Черановский начал проектировать, а в 1940 году построил одноместный спортивный самолет типа «бесхвостка» БИЧ-21 (рис. 32). Это был низкоплан деревянной конструкции с трапецевидным крылом, имевшим стреловидность консольных частей около 30°. Крыло при виде на него спереди имело форму перевернутой буквы М. Шасси было обычной схемы с хвостовым костыльным колесом; предусматривалась его уборка с помощью пневмосистемы, однако в эксплуатации шасси ни разу в полете не убиралось. Летные испытания самолета БИЧ-21 начались в

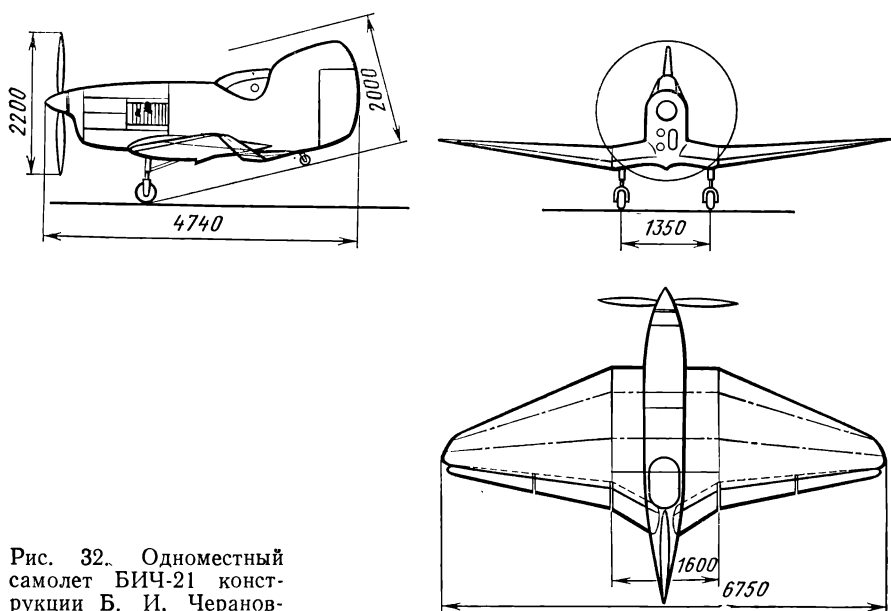


Рис. 32. Одноместный самолет БИЧ-21 конструкции Б. И. Черановского

январе 1941 года и проводились летчиком Ф. С. Воейковым. В полете у самолета проявлялась путевая неустойчивость. Однако летчику удалось в одном из полетов с выпущенным шасси зафиксировать максимальную скорость полета у земли 320 км/ч, что превосходило максимальную скорость, достигнутую в 1939 году на спортивном самолете Я-21 обычной схемы (290 км/ч).

В апреле 1941 года при разбеге один из летчиков, ранее не летавший на этом самолете, допустил ошибку в пилотировании и самолет скапотировал. Дальнейшие испытания самолета БИЧ-21 прекратились в связи с тем, что началась война. Хотя самолет БИЧ-21 и не был доведен до эксплуатации как скоростной спортивный самолет, однако на испытаниях его максимальная скорость превзошла максимальную скорость аналогичного самолета обычной схемы.

Шаг к большим скоростям. Вслед за Б. И. Черановским проблемой создания самолетов типа «летающее крыло» стали активно заниматься и за рубежом. Среди зарубежных исследователей наиболее значительный вклад сделал немецкий ученый и конструктор А. Липпиш. Первые практические шаги в исследовании схемы аппаратов типа «бесхвостка» Липпиш делает в 1926 году, когда проводит большую серию экспериментов на Ренских холмах с тремя формами летающих моделей планеров, у которых размах крыла был 4050 мм.

В 1927 году Липпиш строит одноместный планер «Шторх-І». На последующей его модификации — «Шторх-IV» — конструктор принял решение установить маломощный двигатель воздушного охлаждения DKW (5,87-кВт (8 л. с.)) с толкающим винтом и со вспомогательным вентилятором для охлаждения цилиндров. Мотопланер взлетал с помощью растягиваемого шнура — амортизатора, а далее совершал полет как самолет. Этот мотопланер, получивший наименование «Шторх-IVM», обладал хорошими пилотажными характеристиками, и 25 октября 1929 года летчик Г. Гренхофф успешно совершил на нем перелет с Ренских холмов в Берлин, где мотопланер и демонстрировался вместе со вторым диковинным для всех самолетом двухместным типа «бесхвостка» А. Сольденхоффа LF-5.

Успех мотопланера «Шторх-IVM» дал возможность Липпишу начать проектирование большого пассажирского самолета типа «летающее крыло». В начале 1930 года Липпиш успешно испытывает крыло треугольной формы в плане на летающих моделях планеров с размахом крыла 4000 мм. Затем в конце 1930 года он строит двухместный планер с треугольным в плане крылом и концевыми шайбами в качестве вертикального оперения. Крыло располагалось на планере сверху фюзеляжа. Полеты на этом планере, «летающем треугольнике», показали его хорошую устойчивость и управляемость.

Через год на основе планера Липпиш проектирует и строит легкий двухместный самолет. Этот самолет, названный «Дельта-І», был в отличие от планера низкопланом, однако аэродинамическая

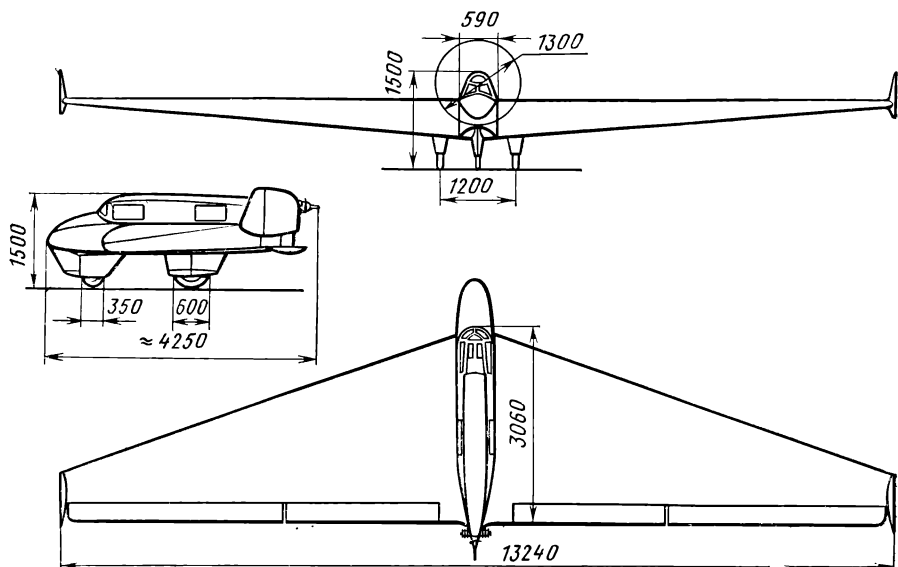


Рис. 33. Двухместный самолет «Дельта-I» конструкции А. Липпица (Германия)

компоновка крыла и органов управления у него была такая же, как у планера (рис. 33). В хвостовой части фюзеляжа располагался двигатель воздушного охлаждения «Блекберн» мощностью 26,4 кВт (36 л. с.), вращавший толкающий винт. Шасси было трехколесное с носовым колесом, управляемым от педалей летчика одновременно с рулями направления, которые размещались на шайбах по концам крыла. Колеса заключались в обтекатели. Концевые шайбы имели несимметричный крыловой профиль, ориентированный выпуклостью к центру крыла. Самолет «Дельта-I» имел хорошие летные данные и вполне удовлетворительные пилотажные характеристики, выполнял ряд фигур высшего пилотажа, включая штопор.

Однако Липпишу не удалось получить средства на постройку пассажирского самолета типа «летающее крыло», который им был запроектирован на основе самолета «Дельта-I», так как в это время Германия создавала военную авиацию. В дальнейшем Липпиш работал над созданием легких спортивных и экспериментальных самолетов типа «бесхвостка» с двигателями мощностью не более 147 кВт (200 л. с.). Лишь один из них — самолет DSF-39 имел удовлетворительные пилотажные характеристики.

В конце 1938 года Липпиш проектирует и строит самолет DFS-139. На этом самолете с применением двигателя внутреннего сгорания предполагалось получить скорость 300 км/ч.

К концу 30-х годов в Германии начали разрабатываться жидкостные ракетные двигатели, имевшие небольшую массу, но со-

здававшие значительную тягу. В связи с этим возникла идея использовать схему самолета «бесхвостка» для достижения больших околозвуковых скоростей полета. Еще в 1935 году на международной конференции в Риме, посвященной большим скоростям в авиации, было отмечено, что целесообразно использовать стреловидность крыла при полете на скоростях, приближающихся к скорости звука, для уменьшения волнового сопротивления воздуха, вызванного его сжимаемостью. А так как у самолета типа «бесхвостка» стреловидность крыла необходима для обеспечения продольной балансировки и управляемости, то естественным было бы попытаться приспособить самолет этой схемы для полета на больших, околозвуковых скоростях с использованием жидкостного ракетного двигателя. Липпиш решает применить жидкостный ракетный двигатель на отработанной им схеме самолета DFS-139 со стреловидным крылом.

На новом самолете DFS-194 был установлен жидкостный ракетный двигатель с тягой 3 кН (300 кгс). Этот самолет имел двухколесную тележку шасси, сбрасываемую после старта. В 1940 году проводились первые полеты самолета DFS-194, при этом достигалась скорость 455 км/ч.

Следующим самолетом Липпиша был Me-163A, рассчитанный под жидкостный ракетный двигатель с тягой 7,5 кН (750 кгс). У этого самолета стреловидность крыла была увеличена до 27°, в остальном компоновка крыла осталась такой же, как и у самолета DFS-194, однако размах несколько уменьшился. Угол крутки концевых участков крыла составлял 6°. Автоматически открывающийся предкрылок был заменен носовой профилированной щелью, размещенной по концам крыла. Обводы фюзеляжа были выполнены так, чтобы фонарь не выходил за контуры фюзеляжа. Шасси также имело двухколесную тележку, сбрасываемую после взлета. Хотя по архивным данным самолет Me-163A превышал скорость 800 км/ч, однако профиль крыла, примененный на этом самолете, с относительной толщиной 10% и с передним расположением наибольшей относительной толщины был совсем не приспособлен для полетов на околозвуковых скоростях, в связи с чем этот самолет оказался бесперспективным в отношении дальнейшего увеличения скорости полета.

В 1944 году начался серийный выпуск одноместного истребителя с жидкостным ракетным двигателем Me-163B. Этот двигатель, плохо доведенный до эксплуатации, часто отказывал в полете. Однако главным недостатком этого новейшего наисекретнейшего оружия люфтваффе была небольшая продолжительность полета из-за непомерно большого расхода топлива жидкостным ракетным двигателем. Дальность полета из-за большого расхода топлива двигателя не превышала 90 км. Всего было выпущено к концу 1944 года 370 самолетов Me-163B, однако ни один из них не использовался в боевых операциях. Так бесславно закончилась попытка фашистской Германии создать новое «непобедимое» оружие.

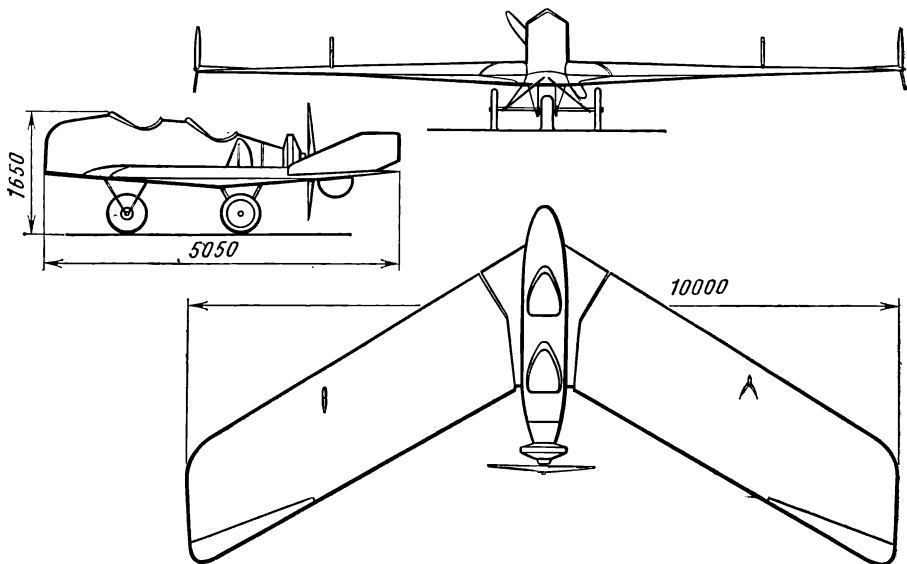


Рис. 34. Двухместный самолет D-2156 конструкции А. Сольденхоффа (Швейцария)

Первый стрелокрылый моноплан. Одним из первых, кто работал над созданием такого самолета, был швейцарский художник А. Сольденхофф, который еще в 1912 году получил патент на самолет типа «летающее крыло», имевший значительную стреловидность — около 30° .

Первый из самолетов Сольденхоффа LF-5 был построен в 1929 году в Дюссельдорфе. У самолета LF-5 стреловидность крыла была 30° , вертикальное оперение отсутствовало. Двигатель «Бристоль — Черуб-III» мощностью 22 кВт (30 л. с.) вращал толкающий винт. Характерной особенностью этого самолета явилось наличие трехколесного шасси с носовым колесом, что в те годы было редкостью: Самолет LF-5 испытывался в полете в октябре 1929 года в Дюссельдорфе. Сольденхофф в течение 1930—1931 годов в Беблингене (Германия) построил два самолета — D-1923 и D-2156. У первого самолета по концам крыла располагались кили в виде шайб небольшого удлинения со стреловидной передней кромкой. Они имели подвижные части, игравшие роль рулей направления, которые отклонялись при нажатии летчиком на педали одновременно с расщеплением килей, размещенных на полуразмахе каждого полукрыла (см. рис. 45, б). Шасси было трехколесное с носовым колесом, управляемым летчиком от педалей. У самолета D-2156 рули направления на концевых шайбах отсутствовали (рис. 34). Он отличался удовлетворительной устойчивостью и управляемостью на всем летном диапазоне скоростей — от наибольшей 210 км/ч, до наименьшей — 67 км/ч.

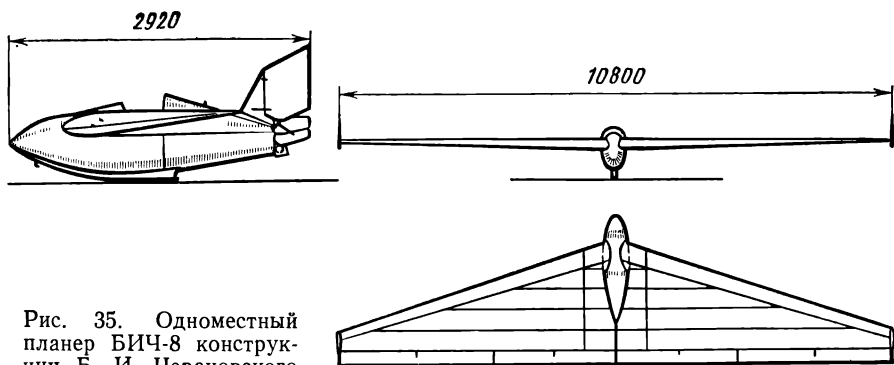


Рис. 35. Одноместный планер БИЧ-8 конструкции Б. И. Черановского

На самолете D-2156 было совершено большое число демонстрационных полетов по городам Швейцарии. Общий налет его составил 20 ч, и было пройдено около 3400 км.

Работы А. Сольденхоффа следует рассматривать как первый опыт успешной эксплуатации самолета-моноплана типа «бесхвостка» со стреловидным крылом.

Безмоторные крылья. Одновременно с постройкой еще первого варианта самолета БИЧ-7 в мастерских Военно-воздушной академии им. Жуковского в 1928 году Б. И. Черановский строит цельнодеревянный планер БИЧ-8. Этот планер в отличие от других аппаратов Черановского имел треугольную форму в плане. Летом 1929 года он успешно испытывался планеристами Р. А. Пищучевым и М. Ф. Романовым на планерной станции «Первомайская» под Москвой. Это был первый в мире аппарат типа «бесхвостка», имевший треугольную форму крыла в плане (рис. 35).

Как известно, после успешных опытов Черановского с планером БИЧ-8 начиная с 1931 года во всем мире на самолетах типа «бесхвостка» стали широко использовать несущую поверхность треугольной формы в плане. В 1931 году планер БИЧ-8 испытывает в полете будущий главный конструктор ракет и космических кораблей С. П. Королев. Он предполагал в дальнейшем применить эту же схему аппарата для установки на нем ракетного двигателя, т. е. для создания ракетоплана.

На основе опыта создания планера БИЧ-8 в период 1931—1932 годов Черановский строит два в основном деревянных планера с концевыми шайбами и с крылом треугольной формы в плане — БИЧ-11 и БИЧ-12. Планер БИЧ-11 был переоборудован в мотопланер с двигателем мощностью 5,9 кВт (8 л. с.), вращавшим толкающий винт (рис. 36).

С февраля 1932 года по август 1933 года планер БИЧ-11 испытывает в полете С. П. Королев. Конструкция планера БИЧ-11 положена в основу разработки первого советского ракетоплана РП-1, на котором предполагалось установить жидкостный ракетный двигатель Ф. А. Цандера ОР-2.

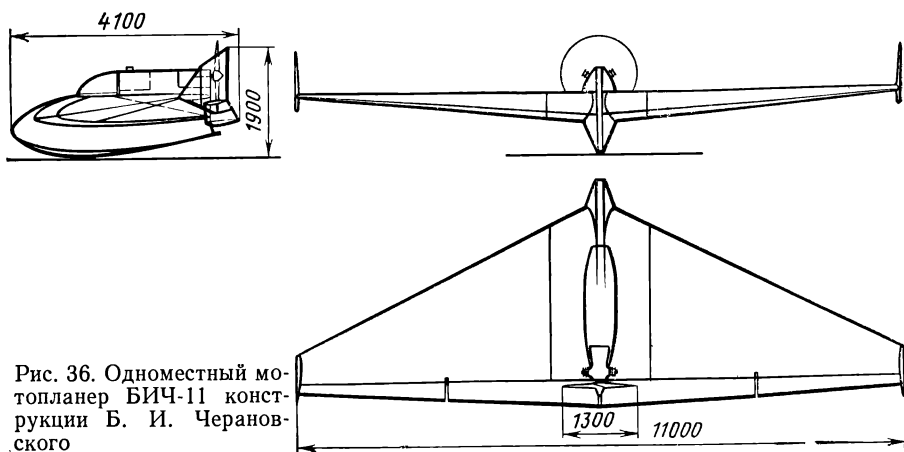


Рис. 36. Одноместный мотопланер БИЧ-11 конструкции Б. И. Черановского

Планер БИЧ-12 был облегченным вариантом планера БИЧ-11 с крылом большего удлинения (рис. 37). Одновременно Б. И. Черановский проектирует и строит планер БИЧ-13 с параболической формой крыла в плане (рис. 38). Планеры БИЧ-12 и БИЧ-13 отличались небольшой массой при высокой прочности. При размахе крыла обоих планеров 14 м и удлинении 10 полетная нагрузка на крыло была всего 9 кг/м^2 . Это улучшало парящие свойства планеров. У этих планеров применялись элевоны. Рули направления у планера БИЧ-12 (так же, как и у планера БИЧ-11) располагались на концевых шайбах. У планера БИЧ-13, который представлял собой чистое «летающее крыло», вертикальное оперение вообще отсутствовало, а рули направления располагались горизонтально по концам крыла (рис. 39). В 1938 году на IX Всесоюзном слете планеристов в Коктебеле на планере БИЧ-12 было совершено 10 планирующих и 2 парящих полета, на планере БИЧ-13 — 19 полетов, из них 4 парящих. По отзыву известного летчика-испытателя и планериста В. А. Степанченка, парившего

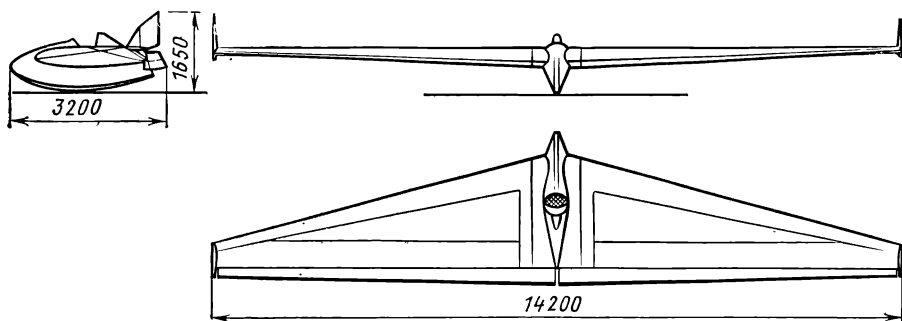


Рис. 37. Одноместный планер БИЧ-12 конструкции Б. И. Черановского

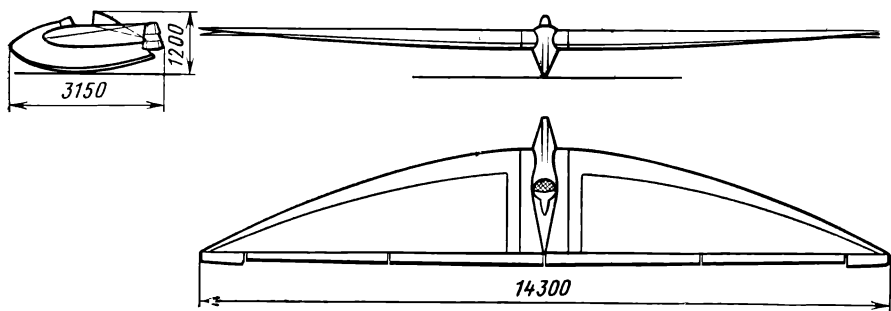


Рис. 38. Одноместный планер БИЧ-13 конструкции Б. И. Черановского

в течение 26 мин на планере БИЧ-13, разработанный Черановским горизонтальный руль направления вполне себя оправдал.

В Харьковском авиационном институте (ХАИ) в 30-х годах над созданием планеров и самолетов типа «бесхвостка» работали две группы инженеров и студентов. Одна из них возглавлялась П. Г. Бенингом, а другая — А. А. Лазаревым. Под руководством П. Г. Бенинга в 1933—1934 годах было построено и испытано в полете два планера типа «бесхвостка» — одноместный «Осоавиахимовец ХАИ» и двухместный — «П. П. Постышев» (рис. 40). Эти планеры имели небольшую стреловидность крыла и отрицательную крутку. Фюзеляж с кабиной размещался сверху крыла. По концам крыла находилось вертикальное оперение в виде шайб с рулями направления. Характерной особенностью двухместного планера было расположение пассажира — спиной по полету. Это вызывалось необходимостью минимального смещения центра мас. На планере «П. П. Постышев» на XI Всесоюзном слете планеристов в 1934 году летчик Л. С. Рыжков совершил

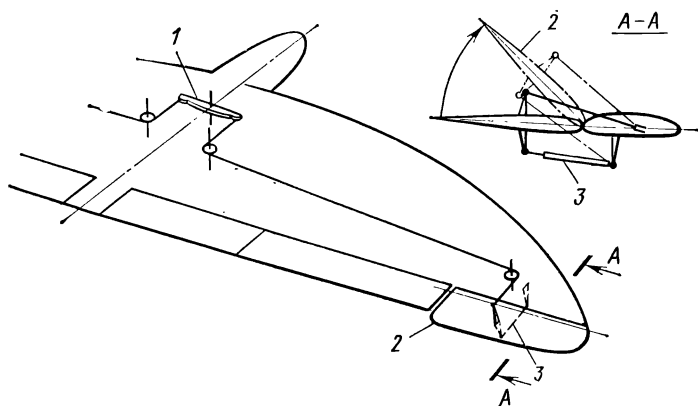


Рис. 39. Путевое управление планера БИЧ-13:

1 — педаль управления; 2 — руль направления; 3 — резиновый шнур

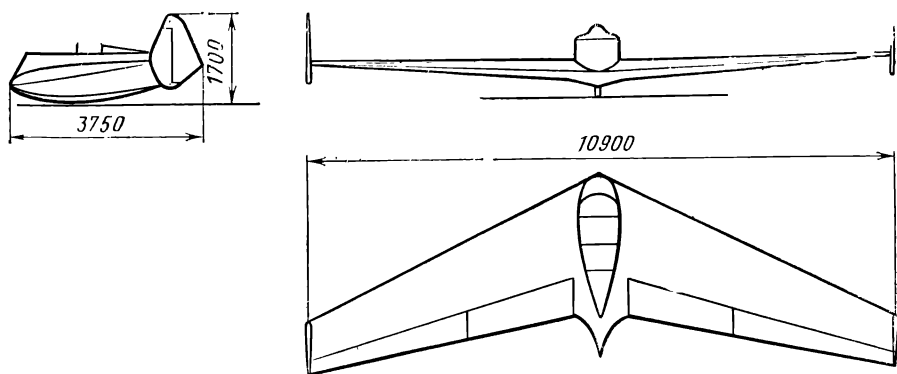


Рис. 40. Двухместный планер «П. П. Постышев» конструкции П. Г. Бенинга

парящие полеты и выполнил петли Нестерова. После слета этот планер был отбуксирован в составе аэропоезда из трех планеров типа «бесхвостка» из Коктебеля в Харьков: «П. П. Постышев», ЦАГИ-1 (рис. 41) и ЦАГИ-2 (см. рис. 54). На опыте летных исследований двух планеров П. Г. Бенинг в 1934 году строит двухместный экспериментальный самолет типа «бесхвостка» ХАИ-4 (рис. 42). Его конструкция в основном была выполнена из дерева, обшивка — полотняная. Крыло — трапециевидное, небольшой стреловидности с прямой задней кромкой. Вертикальное оперение было выполнено в виде концевых шайб с рулями направления. Шасси впервые в нашей стране было применено трехколесное с носовым колесом, которое было ориентирующимся. Винт был толкающий. Фюзеляж сильно выступал впереди крыла, что было вызвано необходимостью разместить соответствующим образом центр масс аппарата. Самолет ХАИ-4 испытывал летом 1934 года летчик Б. Н. Кудрин. При взлете и в полете он оказался плохо управляем в продольном отношении из-за чрезмерно

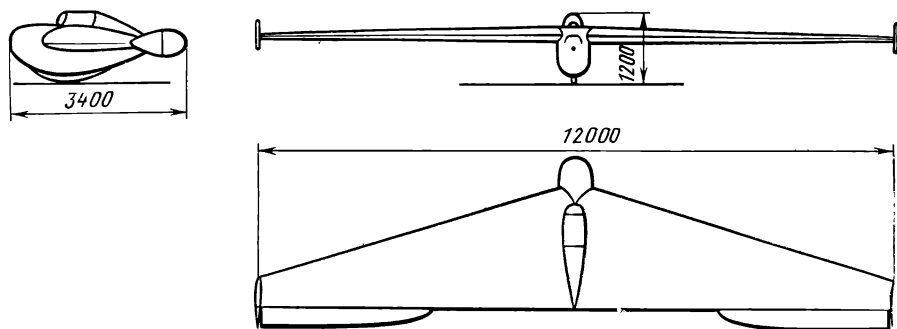


Рис. 41. Одноместный планер ЦАГИ-1 конструкции А. А. Сенькова

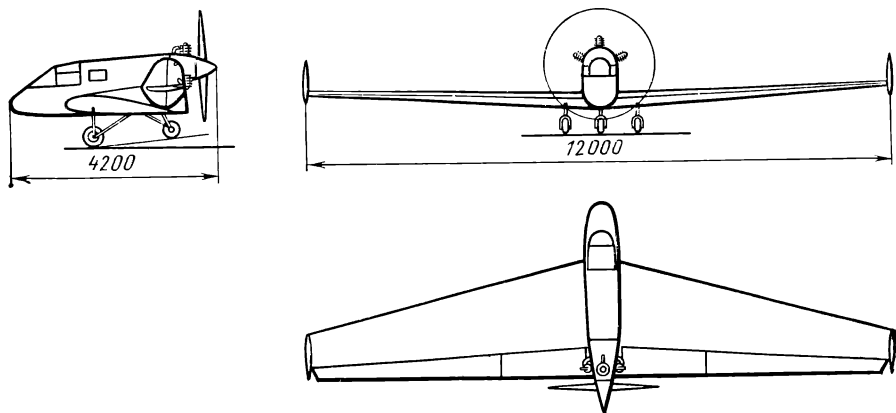


Рис. 42. Двухместный самолет ХАИ-4 конструкции П. Г. Бенинга

большого продольного момента инерции, вызванного вынесенным вперед фюзеляжем, а также вследствие малого плеча рулей высоты относительно центра масс. Летный опыт наглядно показал, что самолет, выполненный по схеме «бесхвостка», при толкающем венте может иметь удовлетворительные пилотажные характеристики только при значительном угле стреловидности крыла — не менее чем $25\text{--}30^\circ$.

Вслед за Черановским над созданием планеров типа «летающее крыло» в Германии с 1933 по 1945 годы работали братья В. и Р. Хортен. Они построили ряд образцов планеров со стреловидными крыльями. Их первый цельнодеревянный планер Но-I был построен в 1933 году. Он представлял собой «летающее крыло» с размахом около 12 м треугольной формы в плане без вертикального оперения. Конструкторы планера Но-I совершили на нем в 1934 году несколько планирующих и даже парящих полетов. Однако на некоторых режимах полета планер Но-I имел недостаточную боковую устойчивость, видимо, из-за отсутствия вертикального оперения при наличии угла поперечного V крыла 3° . Второй планер Но-II братья Хортен построили в 1934 году. Основная идея схемы планеров братьев Хортен заключалась в том, чтобы у «летающего крыла» не было выступающих деталей и вертикального оперения, а летчик размещался внутри центроплана. В отличие от первого планера у Но-II был сварной (из стальных труб) центроплан, консоли крыла со стреловидностью 26° — обычной конструкции (двухлонжеронные из дерева, с фанерной обшивкой). Рулями направления служили тормозные щитки. Шасси было одноколесное, убирающееся в полете, с хвостовым колесом, заключенным в обтекатель. В 1935 году планер Но-II налетал сотни часов, при этом осуществлялись парящие, слепые полеты, дальность которых доходила до 240 км. После этого на планер был установлен мотор «Хирт» мощностью

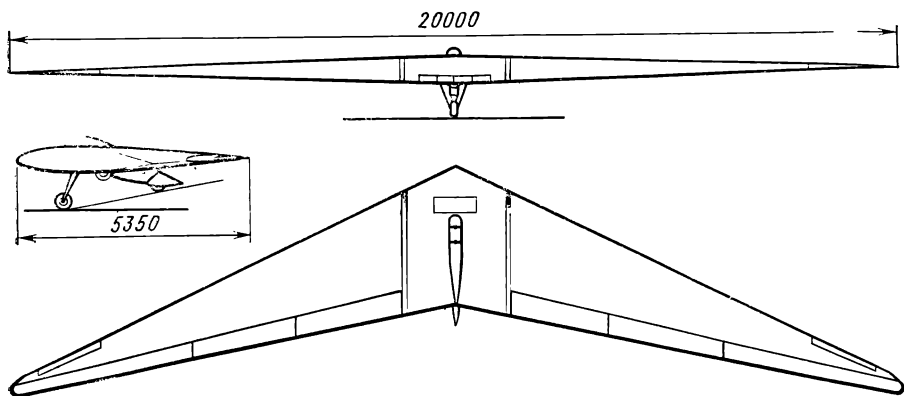


Рис. 43. Одноместный планер типа «летающее крыло» братьев Хортен Но-III (Германия)

49 кВт (60 л. с.). В общей сложности самолет Но-II налетал 80 ч.

В 1938 году братья Хортен строят одноместный планер Но-III с размахом крыла 20 м (рис. 43). Форма крыла и конструкция этого планера были такие же, как и у планера Но-II. Существенный недостаток всех первых планеров и самолета братьев Хортен — плохой обзор из кабины летчика вниз. Этот недостаток в какой-то степени компенсировался помимо фонаря, выступающего за контуры крыла сверху, застеклением нижней части центроплана.

Система управления на планере Но-III состояла из балансировочных закрылков, двухсекционных элевонов и пластинчатых тормозных щитков, игравших роль рулей направления. Углы отклонения отдельных пар секций элевонов были разными. Крайние углы отклонения при движении ручки управления от себя составляли: для пары внутренних секций $+30^\circ$, для внешних секций -5° . При движении ручки управления на себя крайние углы отклонения составляли: для пары внутренних секций -5° , для внешних секций -30° . Соответствующие углы отклонения секций были и при отклонении ручки управления вбок. Эта система управления обеспечивала сохранение такой суммарной аэродинамической закрутки крыла, которая при полете на повышенных скоростях полета не допускала затягивания в пикирование.

Планеров типа Но-III было построено более 10 экземпляров. В 1938 и 1939 годах на них неоднократно осуществлялись высотные полеты в облаках. Хорошие парящие свойства планера Но-III объяснялись главным образом малой нагрузкой на крыло — $9,3 \text{ кг/м}^2$, что и обеспечивало минимальную скорость снижения $0,65 \text{ м/с}$. При такой малой нагрузке на крыло скорость полета планера была невелика, а значит, возможности полетов на дальность ограничены. Так как со второй половины 30-х годов даль-

ность полета становится основным рекордным показателем для планера, братья Хортен изыскивают принципиально новую схему типа «бесхвостка», которая позволяла бы разместить летчика в крыле при существенно меньшей хорде крыла в центроплане, чем на планере Но-III. Такая новая схема определяла положение летчика лежа головой вперед, при этом ему обеспечивался хороший обзор.

В 1939 году братья Хортен создают планер Но-IV с таким размещением летчика. В следующем году было построено пять экземпляров этого планера. Планер Но-IV, спроектированный для полетов на дальность, обладал удовлетворительными летными качествами. Планер имел смешанную конструкцию, состоял из пяти разъемных частей.

В 1943 году братья Хортен заканчивают постройку одноместного планера Но-VI. Летные испытания показали, что на всем диапазоне скоростей планер Но-VI оказался лучше по своим парящим свойствам, чем Но-IV. И хотя планеры Но-IV и Но-VI имели хорошие летные показатели, схема размещения летчика в лежачем положении не прижилась. Объяснялось это тем, что такая схема размещения летчика не удовлетворяла требованиям безопасности, так как при вынужденной посадке могли возникнуть травмы.

Результаты работы братьев Хортен показали, что схему «летающее крыло» можно было использовать только при создании высотных планеров.

Первое «летающее крыло» на транспорте. В середине 30-х годов считалось, что наиболее выгодными в экономическом отношении самолетами-грузовозами будут аппараты с предельно совершенной аэродинамикой и с двигателем сравнительно небольшой мощности. Такие маломощные грузовозы назывались планеролетами. В 1935 году Гражданский Воздушный флот нашей страны дал заказ конструкторам на создание планеролета для перевозки одной тонны груза или десяти пассажиров со средней скоростью 120 км/ч.

Преподавателями и студентами Харьковского авиационного института был спроектирован и построен под руководством главного конструктора А. А. Лазарева планеролет типа «летающее крыло» ХАИ-3 (рис. 44). Это был моноплан смешанной конструкции, со свободонесущим крылом, имевшим стреловидность около 20° и удлинение 6,5. Звездообразный двигатель воздушного охлаждения М-11 мощностью 73,5 кВт (100 л. с.) располагался непосредственно перед передней кромкой центроплана по продольной оси самолета и вращал тянущий винт. По оси самолета размещалось вертикальное оперение, состоявшее из киля и руля направления. Профиль крыла В-106R был S-образной формы с относительной толщиной в центроплане 14%, а на конце крыла — 7%. По краям центроплана размещалась двухфюзеляжная закрытая кабина. В левом фюзеляже располагались 6 пассажиров, в правом — 5, а впереди находился летчик. Консоли были безлон-

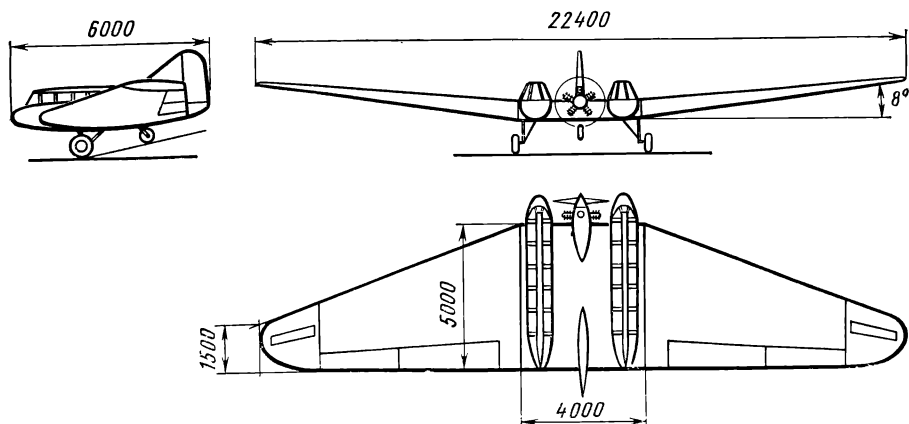


Рис. 44. Десятиместный планеролет типа «летающее крыло» ХАИ-3 конструкции А. А. Лазарева

жеронные, их основной элемент — фанерный кессон. Консоли крыла имели отрицательную кривку 8° . На консолях размещались элевоны, отклоняющиеся от штурвала. Для продольной балансировки концы крыла планеролета ХАИ-3 поворачивались специальным штурвалом, укрепленным на левом борту кабины летчика. Для путевого управления служили двойные щитки — интерцепторы, работавшие одновременно с отклонением руля направления от педалей летчика (рис. 45, а). Шасси было обычной схемы с хвостовым колесом увеличенного диаметра. Хвостовое колесо было ориентирующееся в пределах $\pm 25^\circ$.

Летные испытания планеролета ХАИ-3 проходили в 1936 году в Харькове. Проводил их В. Г. Бородин. Первый полет по кругу состоялся 23 сентября. Затем прошли всесторонние летные испытания. Они подтвердили хорошую устойчивость и управляемость аппарата. Во время этих летных испытаний парашютист В. Д. Козуля установил мировой рекорд минимальной высоты прыжка с парашютом методом срыва — 80 м. По окончании заводских летных испытаний В. Г. Бородин вместе с ведущим инженером по испытаниям М. Р. Самойлович осуществил беспосадочный перелет из Харькова в Тамбов. После успешно проведенных эксплуатационных испытаний планеролет ХАИ-3 прилетел в Москву. В 1937—1938 годах на нем осуществлялись регулярные перевозки грузов в Московской области на местных авиалиниях. Планеролет ХАИ-3 стал первым в мире «летающим крылом», работавшим как транспортный самолет.

Крыло малого удлинения. В начале 30-х годов были опубликованы результаты экспериментов в аэродинамических трубах НАСА, показавшие, что у крыльев малого удлинения срыв потока затягивается до углов атаки $45\text{--}50^\circ$, при этом значение наибольшего коэффициента подъемной силы $C_{y\text{max}}$ оказывается существ-

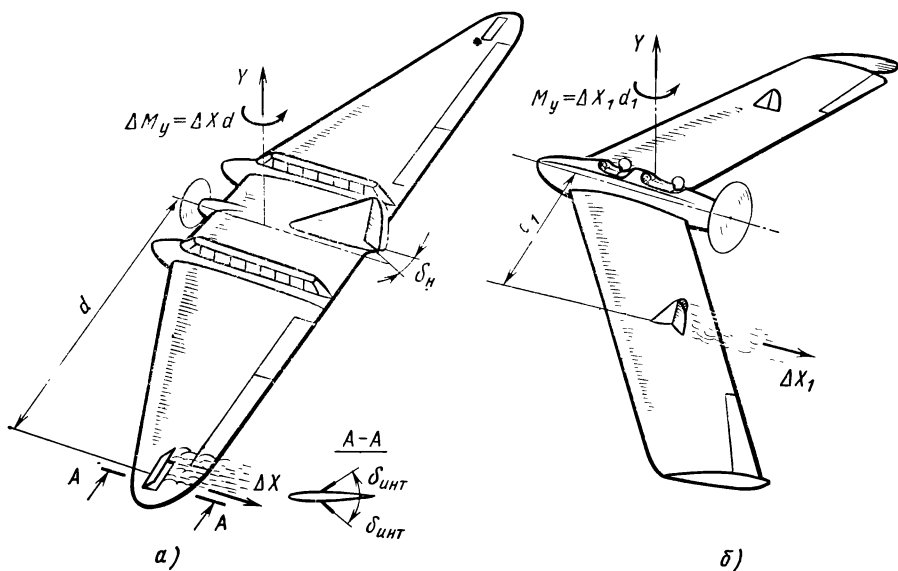


Рис. 45. Путевое управление самолетов ХАИ-3 (а) и D-2156 (б):

ΔX — путевая управляющая сила; $\delta_{\text{нлт}}$, $\delta_{\text{н}}$ — углы отклонения рулей; ΔM_y — управляющий путевой момент; d , d_1 — плечи управляющей силы

венно бóльшим, чем у крыла обычного удлинения. Американские инженеры из Саут-Бенда — аэродинамик Р. Хоффман и конструктор С. Шнейдер решили использовать особенности крыла малого удлинения. Они спроектировали и построили в 1933 году легкий одноместный самолет «Эруп» с двигателем воздушного охлаждения в 29,4 кВт (40 л. с.), вращавшим тянущий винт (рис. 46). Характерной особенностью этого самолета было малое удлинение крыла — 1,4.

Крыло самолета было S-образного профиля М-6 с относительной толщиной 10%. Задняя кромка состояла из трех подвижных частей: в центре закрылки, управляемые как рули высоты, по бокам с обеих сторон — закрылки, отклоняемые от специального рычага для изменения продольной балансировки в полете. Обшивка крыла — полотняная, элероны — концевые, поворотные.

На самолете «Эруп» было совершено большое число демонстрационных полетов, привлечших много зрителей. Устойчивость и управляемость были удовлетворительными. Летные испытания показали, что самолет имел высокий диапазон скоростей полета: наибольшая скорость — 155 км/ч, наименьшая — 35,4 км/ч.

Характерная особенность крыла малого удлинения — возможность увеличения $c_{y \text{ max}}$ — привлекла и молодого советского авиаконструктора А. С. Москалева. Он задался целью подобрать такую форму крыла малого удлинения, которая не только увеличи-

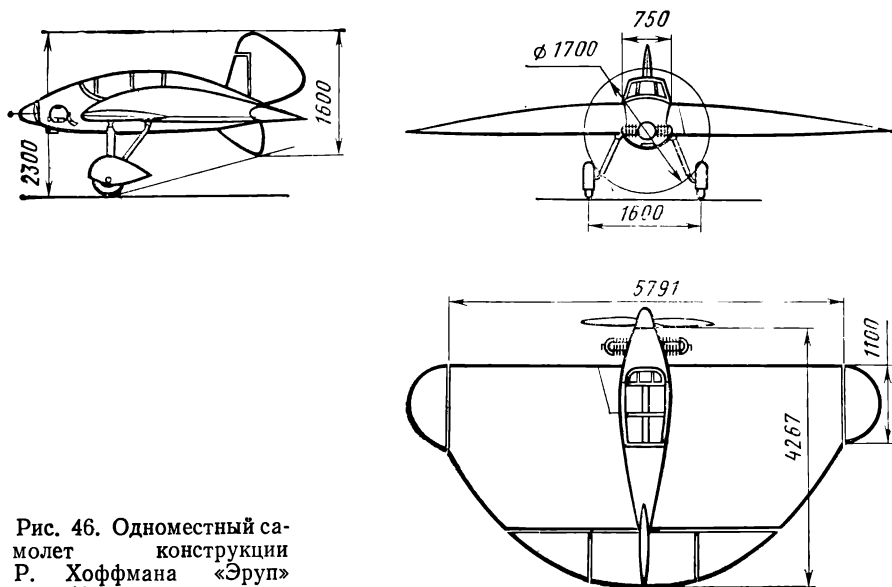


Рис. 46. Одноместный самолет конструкции Р. Хоффмана «Эруп» (США)

вала бы $C_{y \max}$, но еще и обеспечивала бы минимальный прирост волнового сопротивления при полете на большой скорости. Для этого, как показали аэродинамические исследования середины 30-х годов, требовалось придать крылу стреловидность и применить профиль с малой относительной толщиной. А. С. Москалев в 1937 году спроектировал и построил одноместный цельнодеревянный самолет типа «бесхвостка», имевший крыловой профиль с относительной толщиной 7,5% и предельно малое удлинение крыла — 0,975 с формой крыла в плане, близкой к треугольнику, со стреловидностью около 70° (рис. 47). Предполагалось на опыте летных испытаний этого самолета выявить аэродинамические особенности крыла, наиболее выгодного для полета на околозвуковых скоростях.

Самолет, получивший наименование «Стрела», имел двигатель мощностью 103 кВт (140 л. с.), двухколесное шасси обычной схемы, центрально размещенное вертикальное оперение и закрытый фонарь кабины летчика. Управлялся самолет элевонами, а также рулем направления. На взлете угол атаки «Стрелы» доходил до 22° . При испытаниях были подробно обследованы летные особенности треугольного крыла малого удлинения. Летчик-испытатель Н. С. Рыбко достиг на «Стреле» высоты 1500 м. При этом на «Стреле» выявились неожиданно большие эксплуатационные углы атаки на малых скоростях полета, а также слабое поперечное демпфирование крыла на всех летных режимах. Последнее обстоятельство приводило к тому, что в течение всего полета летчик должен был постоянно вмешиваться в поперечное управление,

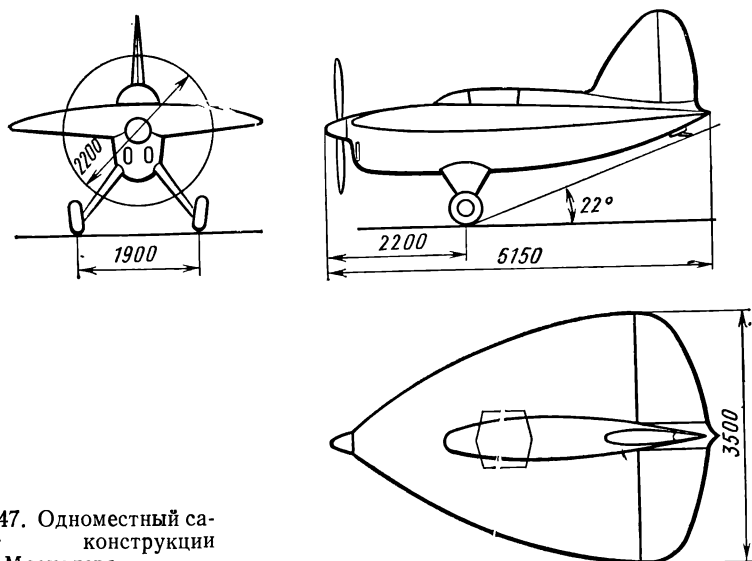


Рис. 47. Одноместный самолет конструкции А. С. Москалева

устраняя возникающие углы крена соответствующим отклонением элеронов. Со всеми этими явлениями самолетостроители столкнулись впоследствии, когда создавались сверхзвуковые самолеты с аналогичными по форме несущими поверхностями. Только в 1944 году, т. е. через семь лет после летных испытаний «Стрелы», немецкий конструктор А. Липпш предложил испытать в полете на планере, отделяемом от самолета, пилотажные свойства треугольного крыла малого удлинения и большой стреловидности для обоснования характеристик сверхзвуковых самолетов будущего с крылом такой конфигурации.

В конце 40-х годов под руководством известного уже читателю конструктора и изобретателя Б. И. Черановского проектируется и строится планер Че-22, который должен был явиться прототипом проекта сверхзвукового самолета БИЧ-26 с турбореактивным двигателем АМ-6 с тягой 15 кН, в дальнейшем 20 кН. Планер Че-22 (рис. 48) отличался хорошими пилотажными характеристиками, он имел крыло малого удлинения (4) со стреловидностью, переменной по размаху крыла, и концевые шайбы. На этом планере московский планерист И. А. Петров во время авиационного парада 17 июля 1949 года в Тушино блестяще показывал фигуры высшего пилотажа — петли Нестерова, бочки и др. Так впервые в мире была продемонстрирована возможность успешного пилотирования «летающего крыла» малого удлинения с переменной по размаху стреловидностью. Только через три года состоялся первый полет самолета-макета шведского сверхзвукового истребителя SAAB J-35 «Дракен», у которого использовалось крыло малого удлинения и большой стреловидности, переменной по размаху.

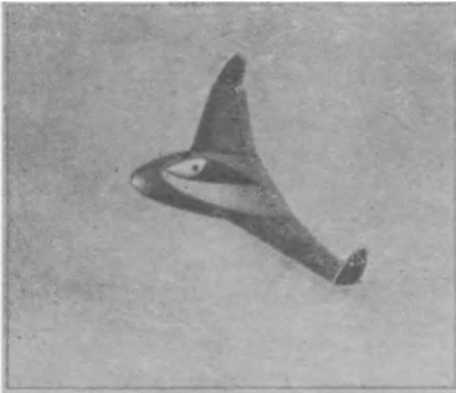
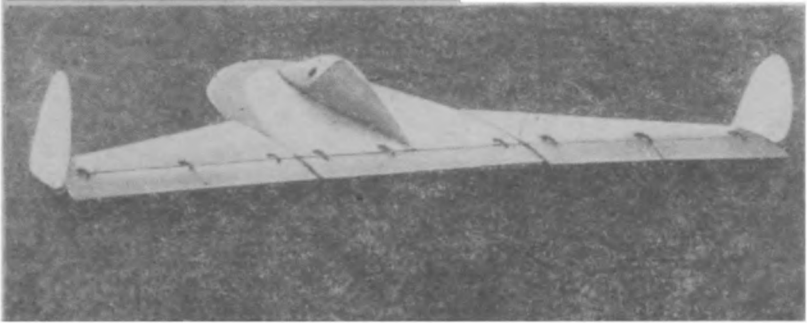


Рис. 48. Одноместный планер Че-22 конструкции Б. И. Черановского (вверху в полете, внизу на земле)



Такая аэродинамическая компоновка крыла, как известно, в настоящее время широко используется на сверхзвуковых самолетах типа «бесхвостка».

Таким образом, нашими отечественными изобретателями и конструкторами были заложены основные принципы конструктивных форм самолета типа «бесхвостка», которые используются и по настоящее время.

Прямое крыло. Во Франции, где родилась идея самолета типа «бесхвостка» без стреловидности, запатентованная французом А. Пено еще в 1872 году, постоянно продолжали заниматься развитием этой схемы. В 1931 году француз М. Абриаль осуществляет планирующие полеты на простейшем планере учебного типа, выполненном по схеме «бесхвостка», с прямым крылом А-12. Это был одноместный цельнодеревянный планер-низкоплан с подкосным крылом с размахом 8,5 м и постоянной шириной по размаху, имевший элевоны и концевые шайбы с рулями направления. Крылу был придан S-образный профиль, разработанный М. Абриалем, и значительный угол поперечного V крыла.

После успешных летных испытаний планера Абриаля его друг Ш. Фовель занялся проектированием и постройкой в 1932 году своего первого одноместного цельнодеревянного самолета-моноплана AV-2, выполненного по схеме «бесхвостка», который совершил кратковременный полет.

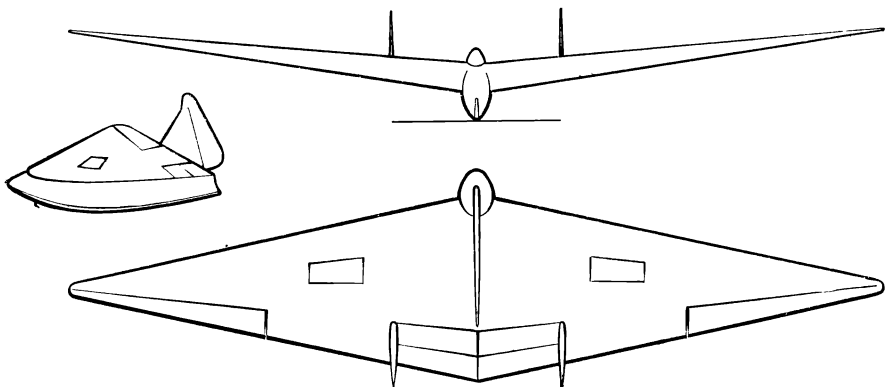


Рис. 49. Одноместный планер AV-3 конструкции Ш. Фовеля (Франция)

Следующим аппаратом Фовеля был планер AV-3, построенный в 1933 году и представлявший собой дальнейшее развитие выбранной им схемы (рис. 49). Это был одноместный цельнодеревянный планер с крылом малого размаха (11,5 м), имевшим значительное сужение (около 9). В центре крыла располагался симметричный профиль с относительной толщиной 16%, что при наибольшей хорде крыла 2,8 давало возможность разместить летчика в крыле. В консольной части крыла профиль был S-образной формы. Вертикальное оперение состояло из двух килей, размещенных в центральной части крыла и имевших обычные рули направления. Отличительной особенностью рулей направления было наличие переменного коэффициента передачи от угла их отклонения по ходу педалей. По мере увеличения хода педалей угол отклонения руля направления возрастал на том киле, в сторону которого летчик отклонял педаль вперед. Такая кинематика облегчала пилотирование при выполнении крутых виражей. Между килями на задней кромке крыла располагался двухзвеньевой закрылок повышенной эффективности, работавший как руль высоты. На концевых участках крыла размещались элероны, имевшие дифференциацию в углах отклонения. Между килем и началом элерона, снизу каждого полукрыла, примерно на половине хорды находился тормозной щиток, который летчик опускал вниз специальным рычажком перед посадкой для уменьшения аэродинамического качества при приземлении. Наибольшее аэродинамическое качество планера AV-3 составляло 21. Летчик имел хороший обзор. Масса конструкции составляла 75 кг. Нагрузка на крыло не превосходила 10 кг/м^2 , и планер AV-3 хорошо парил в слабых потоках обтекания даже при ветре 3,5 м/с. На нем как сам Фовель, так и ряд других французских планеристов в 1933—1935 годах совершали над дюнами, на юго-западе Франции, много парящих полетов, доходивших по продолжительности до часа. Длительные полетные испытания планера AV-3 показали его хорошую устойчивость и управляемость на всех

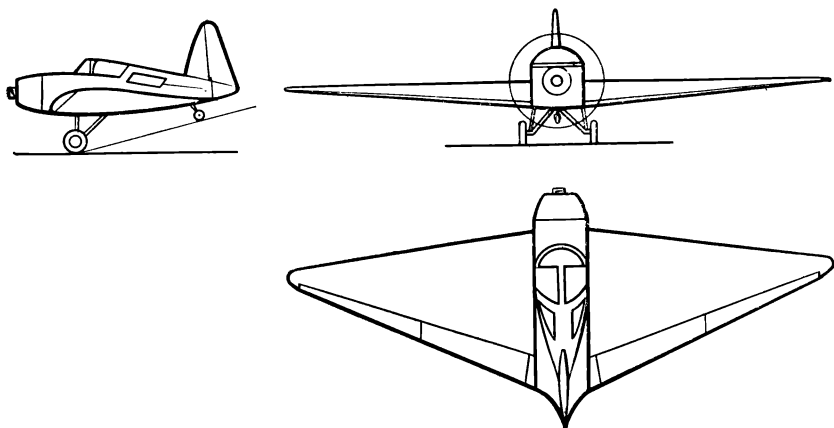


Рис. 50. Одноместный самолет AV-10 конструкции Ш. Фовеля (Франция)

режимах полета, а его летные данные не уступали летным данным тренировочных планеров обычной схемы. Вместе с тем у этого планера размах крыла был меньшим, чем у планера обычной схемы, а значит, и его маневренные качества соответственно были лучшими.

После планера Фовель строит в 1935 году свой второй самолет AV-10 (рис. 50). Этот самолет с мотором воздушного охлаждения мощностью 55 кВт (75 л. с.) был уже двухместный. Его крыло в основном повторяло крыло планера AV-3, только профиль в центре был S-образный, однако вертикальное оперение существенно отличалось — оно было одинарным. Тянущий воздушный винт обеспечивал интенсивный обдув вертикального оперения, чем гарантировалась эффективность руля направления на любых режимах работы, в том числе и при движении по земле. Места экипажа располагались рядом в фюзеляже, при этом получался хороший обзор, так как головы обоих летчиков находились вблизи центра масс самолета. В качестве рулей использовались закрылки, расположенные в центральной части вблизи фюзеляжа.

Шасси было обычного типа с ориентирующимся хвостовым колесом. Конструкция самолета AV-10 выполнялась главным образом из дерева, носки крыла, киля и рулевых поверхностей были фанерные, обшивка крыла и вертикального оперения — полотняная. Сравнительно небольшая нагрузка на крыло — 30 кг/м² обеспечивала малую посадочную скорость — 60 км/ч, а также высокий потолок полета. Характеристики устойчивости и управляемости, а также летные данные самолета AV-10 вполне удовлетворяли требованиям, предъявляемым к двухместным спортивным и тренировочным самолетам, и французский летно-испытательный центр допустил его к летной эксплуатации. На самолете AV-10 было совершено большое число высотных полетов. В одном из таких полетов

был превзойден мировой рекорд для двухместных самолетов с рабочим объемом двигателей от 2 до 4 литров.

Работы Ш. Фовеля наглядно показали, что схема типа «бесхвостка» с прямым крылом вполне приемлема для спортивного двухместного самолета и одноместного легкого парителя.

Стрелокрылый автомобиль. Меньшие габаритные размеры самолета, выполненного по схеме «бесхвостка», по сравнению с габаритными размерами самолета обычной схемы натолкнули американского конструктора В. Ватермана на мысль об использовании этой схемы при создании «летающего автомобиля». По идее ее автора, летчик такого крылатого автомобиля мог после посадки снять на аэродроме крылья у своей машины, а затем ехать по шоссе на автомобиле, которым являлся фюзеляж самолета. Первым аппаратом Ватермана был самолет схемы «бесхвостка» «Эрроуплейн», построенный им в 1935 году. Это был двухместный подкосный высокоплан смешанной конструкции с трехколесным неубирающимся шасси с носовым колесом. Крыло имело ширину, постоянную по размаху, и стреловидность 30° . По торцам крыла размещалось вертикальное оперение в виде концевых шайб с рулями направления, отклонявшимися дифференциально при перемещении педалей. На крыле располагались элевоны. Толкающий винт вращался рядным перевернутым мотором воздушного охлаждения мощностью 81 кВт (110 л. с.). Этот самолет строился как легкий массовый самолет и на конкурсе, объявленном в 1934 году управлением гражданского воздушного флота США, занял призовое место. «Эрроуплейн» совершил перелет через весь континент из Санта-Моники (штат Калифорния) в Вашингтон протяженностью 4300 км со средней скоростью 140 км/ч.

Последующим развитием «Эрроуплейна» явился «Эрроубил», построенный Ватерманом в 1937 году (рис. 51). Колеса шасси были заключены в обтекатели, шайбы — несколько увеличены по площади, а рули направления, расположенные на шайбах, имели косую ось вращения. Интересным усовершенствованием этого самолета была винтомоторная установка, которая обеспечивала трансформацию самолета в автомобиль в течение 5 мин. «Эрроубил» имел нормальные пилотажные характеристики на всем диапазоне летных скоростей. Три экземпляра этого самолета с успехом демонстрировались летом 1937 года на национальных гонках самолетов в Кливленде. Однако «летающий автомобиль» Ватермана не нашел широкого спроса. Тем не менее опыт работы Ватермана показал, что схема самолета «бесхвостка» со стреловидностью крыла 25° и с толкающим винтом вполне пригодна для применения на спортивном самолете.

Сферический обстрел. В первой половине 30-х годов конструкторский коллектив, возглавлявшийся К. А. Калинин, разрабатывает в Харькове двухмоторный самолет-бомбардировщик К-12, выполненный по схеме «бесхвостка». Одним из основных преимуществ, которое привлекло внимание конструкторов к этой схеме, явилась возможность сферического обстрела из-за отсутствия го-

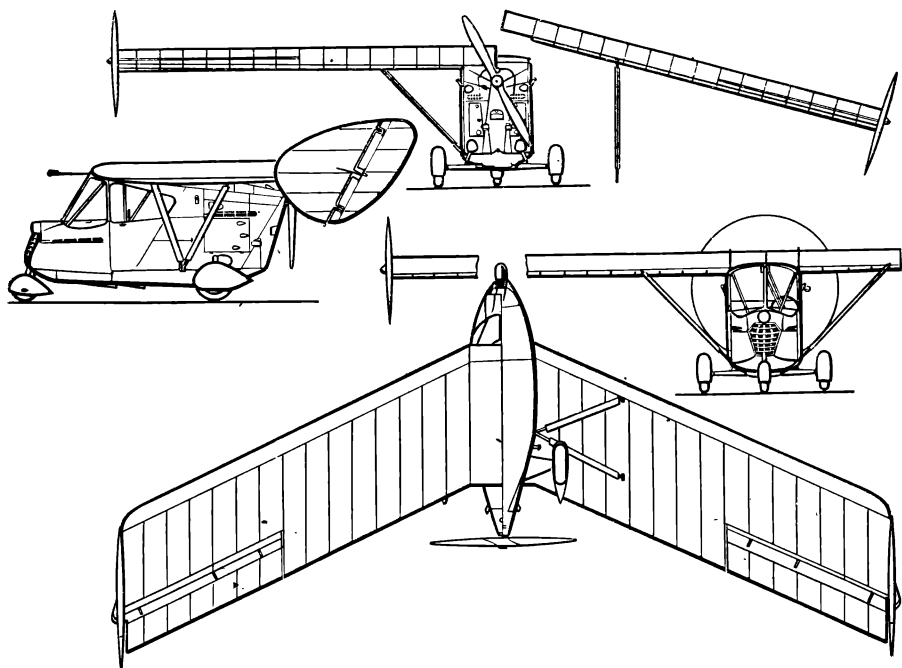


Рис. 51. Двухместный самолет «Эрроубил» конструкции В. Ватермана (США)

ризонального оперения. Осенью 1936 года самолет К-12 был построен, и начались летные испытания. Это был трехместный самолет с двумя двигателями воздушного охлаждения по 352 кВт (480 л. с.) каждый, вращавшими тянущие металлические винты (рис. 52). Конструкция самолета К-12 выполнялась сварной (из хромансильевых труб). Обшивка — полотняная, шасси — обычной схемы с хвостовым колесом, основные колеса убирались в полете. В качестве вертикального оперения использовались концевые шайбы, на которых располагались рули направления. После успешного проведения первого этапа заводских летных испытаний самолет К-12 был передан на дальнейшие испытания, во время которых выявились недостатки боковой устойчивости и управляемости. Однако несмотря на это, самолет принимал участие в воздушном параде в Тушино 18 августа 1937 года.

По пути использования схемы «бесхвостка» для улучшения обстрела в задней полусфере пошел и другой советский авиаконструктор профессор В. Н. Беляев, создавший в 1938—1940 годах самолет ДБ-ЛК. Это был двухмоторный металлический моноплан с крылом обратной стреловидности около 6° по передней кромке (рис. 53). Концевому участку консоли, занимающему примерно 15% ее полуразмаха, была придана обычная стреловидность 12° . Для продольной балансировки консоли имели положительную крутку

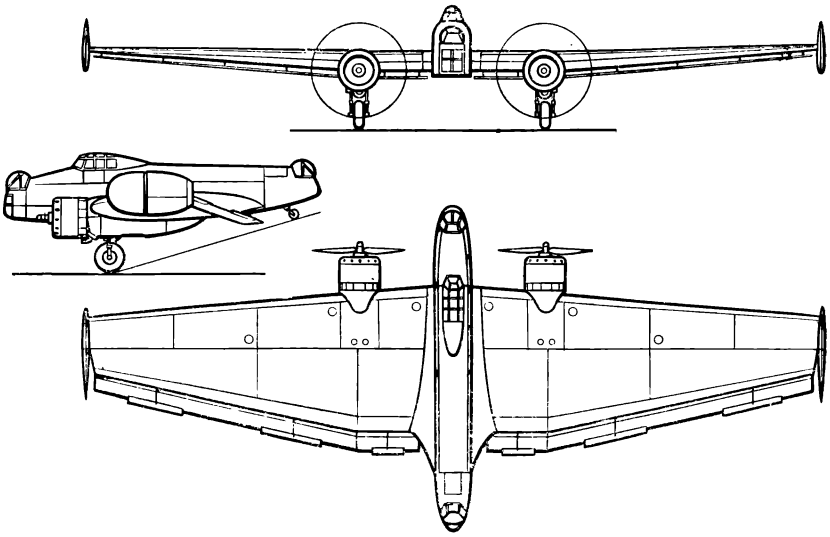


Рис. 52. Двухмоторный самолет-бомбардировщик К-12 конструкции К. А. Калинина

в 12° . Мотогондолы несли двигатели воздушного охлаждения мощностью до 700 кВт (950 л. с.) каждый, вращавшие трехлопастные тянущие винты. За винтомоторной установкой размещался экипаж в обеих гондолах: в левой — летчик и стрелок, а в правой — штурман и стрелок-радист. Шасси было обычной схемы, основные колеса убирались в полете в мотогондолы назад с поворотом вок-

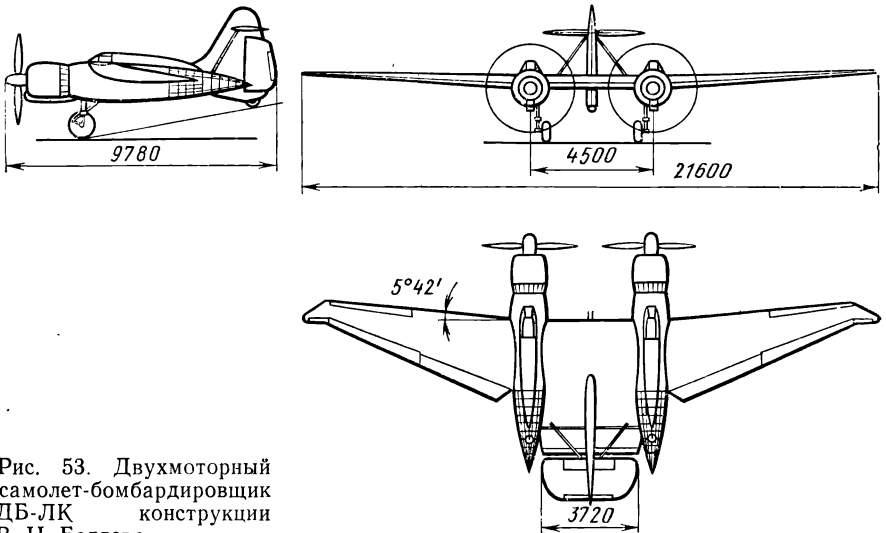


Рис. 53. Двухмоторный самолет-бомбардировщик ДБ-ЛК конструкции В. Н. Беляева

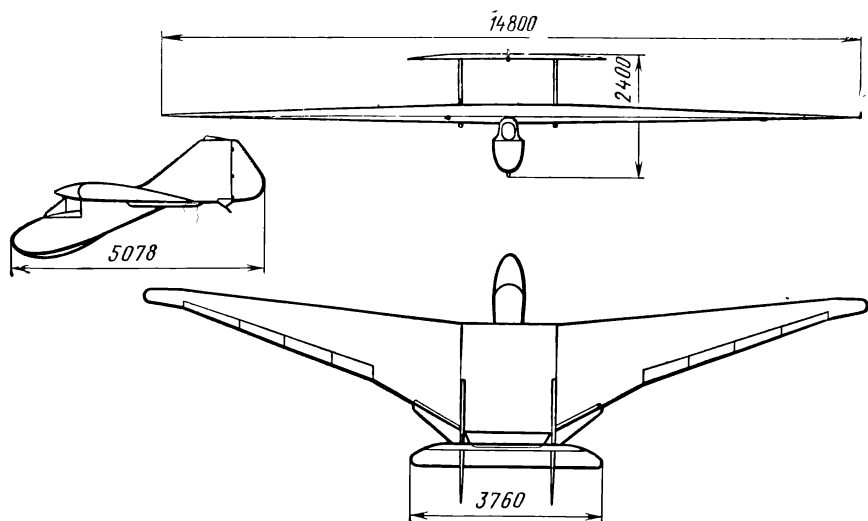


Рис. 54. Одноместный планер «ЦАГИ-2» конструкции В. Н. Беляева

руг основных стоек. Каждая мотогондола заканчивалась конической турельной установкой с двумя пулеметами, чем обеспечивался обстрел задней полусферы. Вертикальное оперение применялось одинарное с размещением киля по продольной оси самолета и обычным рулем направления.

Между мотогондолами размещался центроплан с увеличенной хордой, на котором располагались спаренные пулеметы. Хвостовая часть центроплана была занята балансирующим двухзвеньевым закрылком. Руль высоты находился на небольшом стабилизаторе, укрепленном на киле. Элероны располагались во внешней части консолей. Перед элеронами на крыле размещались автоматически действующие предкрылки. Между торцом элерона и мотогондолой на каждой консоли находился щиток со смещающейся осью вращения, который отклонялся вниз на угол 10° . На всех рулевых поверхностях самолета были установлены триммеры, регулируемые в полете из кабины летчика. Самолет ДБ-ЛК мог нести в мотогондолах 1000 кг бомб на дальность 2900 км. Максимальная скорость полета составляла 488 км/ч на высоте 5100 м. Самолет успешно прошел весь цикл заводских испытаний, и было установлено, что устойчивость и управляемость у самолета удовлетворительные.

Самолет ДБ-ЛК явился первым в мире успешно эксплуатировавшимся самолетом, имевшим обратную стреловидность крыла. Опыт создания этого самолета показал преимущество схемы «бесхвостка» по сравнению с самолетом обычной схемы благодаря возможности сферического обстрела.

До создания бомбардировщика ДБ-ЛК В. Н. Беляев в 1933—1936 годы успешно отрабатывал аэродинамическую компоновку

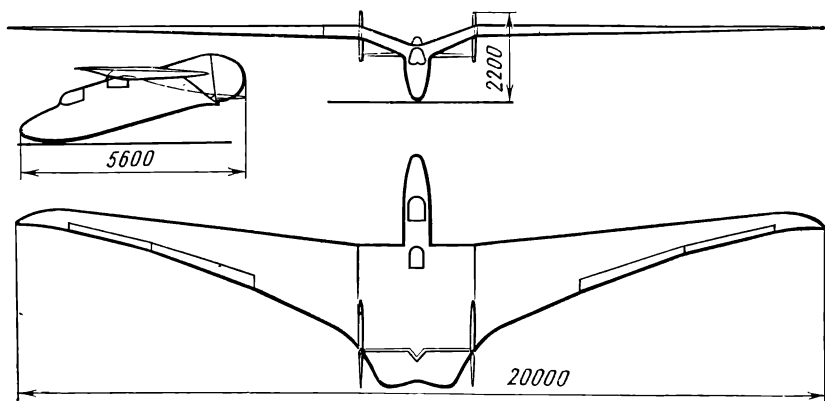


Рис. 55. Двухместный планер БП-3 конструкции В. Н. Беляева

своего будущего самолета на двух экспериментальных планерах: одноместном ЦАГИ-2 (рис. 54) и двухместном БП-3 (рис. 55).

По аналогии с планерами В. Н. Беляева в 1936 году впервые в мире стала применяться обратная стреловидность крыла на двухместных планерах КИМ-2 и «Стахановец» конструкции В. И. Емельянова.

М. А. Кузаков, используя опыт работы над планером ЦАГИ-2, создает в 1935 году одноместный тренировочный планер схемы «бесхвостка», МАК-8 с центропланом, имевшим увеличенную хорду, и консолями с обратной стреловидностью (рис. 56). Он отличался хорошими летно-эксплуатационными данными, и в дальнейшем эту схему Кузаков применил на одноместных планерах МАК-12 и МАК-13, строившихся в 1935—1937 годах, а также на планере МАК-15, первый экземпляр которого был построен в 1952 году, а с 1956 года по 1958 год он строился серийно. В 1958 году строится серийно модификация планера МАК-15м.

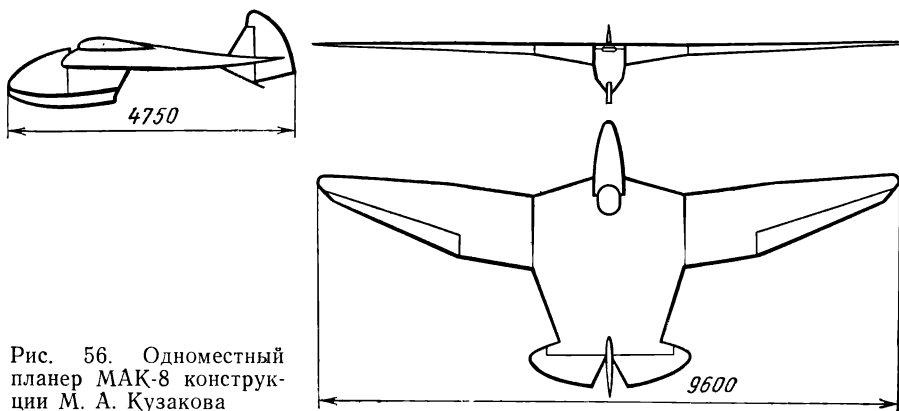


Рис. 56. Одноместный планер МАК-8 конструкции М. А. Кузакова

В 1959 году один экземпляр этого планера был снабжен звездобразным двигателем мощностью 29,4 кВт (40 л. с.) вращавшим тянущий винт. Мотопланер МАК-15М обладал хорошими летными данными.

Характерными особенностями планеров М. А. Кузакова были оригинальная для схемы «бесхвостка» форма руля высоты — не в виде закрылка, а в виде части горизонтального оперения, органически связанного с центропланом, а также большое по площади вертикальное оперение. Эти планеры имели отличные пилотажные характеристики и не сваливались самопроизвольно в штопор. Будучи принудительно введены в штопор, они легко выходили из него.

За рубежом созданием самолетов с улучшенным обстрелом в 30-х годах занимался англичанин Д. Хилл. Его последней конструкцией был «Птеродактиль-V» — двухместный подкосный самолет-разведчик с тянущим винтом. Заднее место стрелка имело хвостовую турель.

Из-за большого количества стоек и расчалок у самолета «Птеродактиль-V» была сравнительно небольшая даже по тем временам максимальная скорость полета — 305 км/ч. Это обстоятельство и послужило основной причиной того, что он не был принят к серийному производству.

Таким образом, мы видим, что только советскому авиаконструктору В. Н. Беляеву в довоенный период удалось создать самолет схемы «бесхвостка» с хорошими пилотажными характеристиками и, используя преимущества этой схемы, обеспечить сферический обстрел.

Гигантские «летающие крылья». Американский авиаконструктор Д. Нортроп начиная с 1939 года в течение более чем десяти лет работал над созданием бомбардировщика, выполненного по схеме «летающее крыло», т. е. самолета без горизонтального оперения, все агрегаты которого размещены в крыле. Практическая работа началась с середины 1941 года, и в течение трех лет проводились всесторонние летные испытания четырех образцов экспериментальных двухмоторных самолетов. Они были смешанной конструкции, выполнены по схеме «летающее крыло» с толкающими винтами и имели трехколесное убирающееся шасси с носовым колесом. На самолете N1M было совершено свыше 200 полетов. В настоящее время он экспонирован в национальном авиационном музее в Вашингтоне. На другом самолете — N9M было выполнено несколько сотен полетов. Все эти самолеты являлись «летающими лабораториями».

Эксперименты с малыми самолетами дали возможность Д. Нортропу в 1944 году приступить непосредственно к созданию тяжелого четырехмоторного бомбардировщика, выполненного по аналогичной схеме. В июне 1946 года был осуществлен первый полет такого самолета XB-35 под управлением М. Стенли. Этот цельнометаллический самолет с размахом крыла более 50 м и полетной массой около 100 т имел четыре поршневых двигателя воздушного

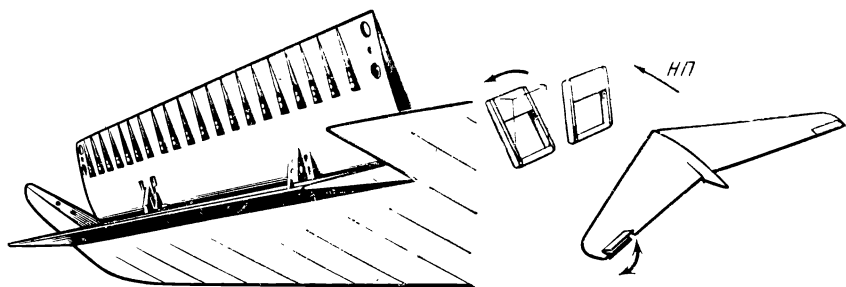


Рис. 57. Путевое управление самолетов XB-35 и YB-49

охлаждения с максимальной мощностью до 2200 кВт (3000 л.с.) каждый, приводивший в действие через удлиненный вал по два соосных четырехлопастных воздушного винта противоположного вращения. Экипаж состоял из девяти человек, размещавшихся в двух герметичных кабинах. Воздухозаборники находились в носке центроплана.

Система органов управления состояла из элевонов и рулей направления в виде расщепляющихся щитков, размещенных в плоскости крыла (рис. 57). В центроплане располагались посадочные щитки, отклонявшиеся задней кромкой книзу. При этом для обеспечения продольной балансировки верхняя поверхность щитков отклонялась задней кромкой кверху на 45° . Все органы управления и посадочные закрылки работали при помощи гидросистемы. Управление элевонов и рулей направления осуществлялось необратимыми бустерами. На концевых участках крыла в его передней кромке были сделаны щели, обеспечивающие плавное обтекание крыла на больших углах атаки. Эти щели на больших скоростях закрывались створками, которые автоматически открывались при уменьшении скорости до критического значения 224 км/ч. Были построены и испытаны в полете два экземпляра самолета XB-35.

Одновременно с выпуском двух опытных экземпляров самолета шла работа и по изготовлению серии из десяти таких же бомбардировщиков. Однако появление в США турбореактивных двигателей с тягой около 20 кН заставило фирму «Нортроп» переоборудовать два экземпляра серийных образцов самолета XB-35 под установку восьми турбореактивных двигателей. Бомбардировщик с такими двигателями получил марку YB-49. В отличие от XB-35 у этого самолета было по два кия на каждой половине центроплана, которые оказались малоэффективными, так как имели небольшое плечо и находились в спутной струе от крыла.

Первый полет на самолете YB-49 состоялся в октябре 1947 года. При перелете с базы Мюрк (штат Калифорния) в Вашингтон на расстояние 3630 км самолет показал среднюю скорость 822 км/ч. Самолет YB-49 имел высокое отношение полетной массы к массе полезной нагрузки, оно было равно 2. При проведении летных ис-

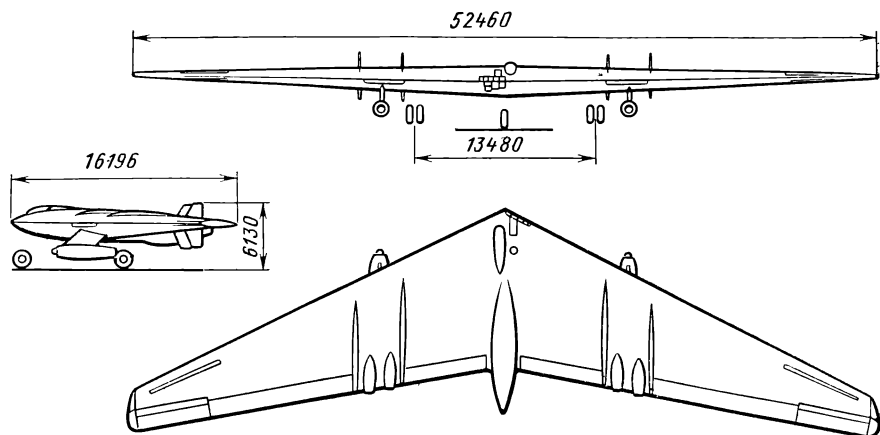


Рис. 58. Шестимоторный фоторазведчик типа «летающее крыло» YRB-49A конструкции Д. Нортропа (США)

пытаний в течение двух лет была выявлена недостаточная боковая устойчивость этого самолета на больших высотах. Управлялся самолет в путевом отношении, как и самолет ХВ-35, посредством расщепляющихся закрылков, расположенных по концам крыла. После очередного испытания самолета YB-49 на боковую устойчивость 5 июня 1947 года летчик Г. Эдвардс, находясь на высоте около 12 000 м, снизился до 4500 м. Самолет потерпел катастрофу, и весь экипаж погиб. По-видимому, летчик при снижении с большой высоты перевел самолет на недопустимый режим, что и вызвало чрезмерные нагрузки на крыло. Второй экземпляр самолета YB-49 потерпел катастрофу на разбеге.

Третий экземпляр самолета был переоборудован в шестидвигательный фоторазведчик YRB-49A (рис. 58). Тяга каждого двигателя составляла 22,65 кН. В мае 1950 года был осуществлен первый полет этого самолета. Четыре двигателя располагались внутри крыла, а два размещались на пилонах под крылом. При максимальной полетной массе 93 000 кг наибольшая скорость составляла 885 км/ч, а на высоте 12 000 м — 824 км/ч. Наибольшая дальность полета была равна 5630 км. Для улучшения боковой устойчивости на больших высотах предполагалось установить систему автопилота, аналогичную примененной на самолете «Боинг» В-47 (с демпфером рыскания). С этой целью после проведения первого этапа летных испытаний самолет YRB-49A перелетел в международный аэропорт Онтарио. К этому времени ВВС США решили отказаться от самолета YRB-49A и принять на вооружение самолеты обычной схемы. Осенью 1953 года самолет YRB-49A был разобран и уничтожен. Так закончилась почти пятнадцатилетняя деятельность фирмы «Нортроп» по созданию тяжелых самолетов типа «летающее крыло».

Быстрее звука

К середине 40-х годов ракетные и турбореактивные двигатели стали реальностью, и авиаконструкторы, создавая самолеты, могли их проектировать на полет при скоростях около 1000 км/ч. После окончания войны стало известно о стрелокрылом самолете Me-163B. К этому времени в Англии и США уже было освоено производство турбореактивных двигателей с тягой, превосходящей 10 кН. Это и позволило начать работу над созданием турбореактивных самолетов, рассчитанных на скорость полета, соответствующую скорости звука или превосходящую ее.

Первый скоростной полет. Для освоения высоких околозвуковых скоростей полета самолетостроителям нужны были всесторонние полетные исследования свойств крыла со стреловидностью, которая необходима для снижения волнового сопротивления воздуха. Кроме того, стреловидность, как известно, обеспечивает и продольную балансировку, а также управляемость самолета, выполненного по схеме «бесхвостка». Поэтому конструкторы и заинтересовались такой схемой. В частности, английская фирма «Хендли Пейдж» построила и успешно испытала в полете в 1945 году двухмоторный экспериментальный самолет схемы «бесхвостка» HP-75 «Мэнкс» с крылом, имевшим прямой центроплан и стреловидные консоли с концевыми шайбами, и с центральным килем.

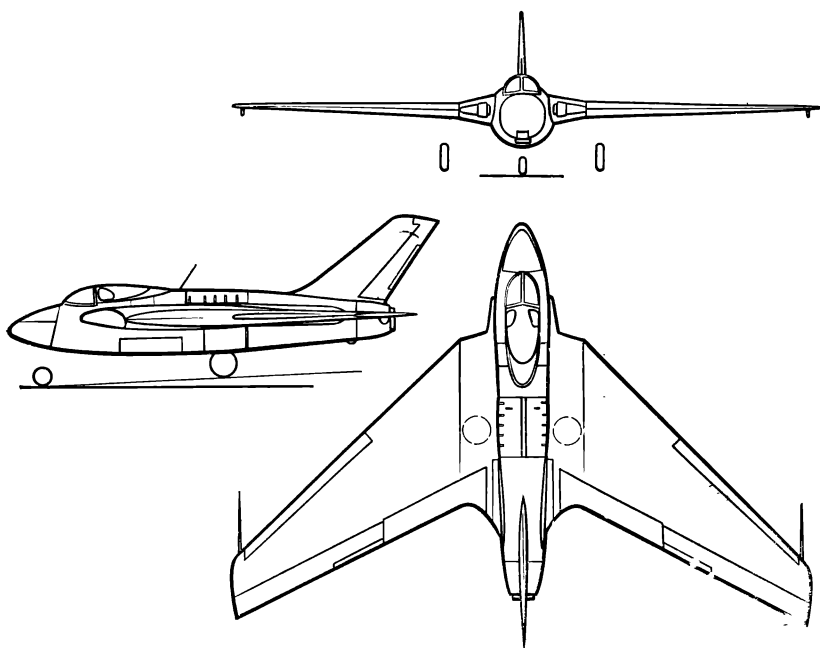


Рис. 59. Одноместный самолет с ТРД DH-108 (Англия)

Другая английская фирма «Де Хевилленд» выбрала для своего одноместного самолета с турбореактивным двигателем и стреловидным крылом 43° также схему «бесхвостка». Этот самолет был смешанной конструкции и получил обозначение DH-108 (рис. 59). Его первый экземпляр предназначался для исследования стреловидного крыла на взлетно-посадочных режимах. Второй экземпляр имел стреловидность крыла 45° и предназначался для исследований на больших скоростях. На нем был установлен двигатель с тягой на 16% больше, чем на первом экземпляре. Было применено бустерное управление. Предкрылки на этом самолете при больших скоростях прижимались, а открывались только на взлетно-посадочных режимах.

Полет первого экземпляра самолета состоялся в мае 1946 года. В сентябре 1946 года самолет разбился, а Д. Де Хевилленд погиб. На третьем экземпляре самолета летчик Д. Канингхэм осуществил первый вылет 24 июля 1947 года. Вскоре на нем была достигнута рекордная максимальная скорость 974 км/ч. На самолете успешно демонстрировались фигуры высшего пилотажа во время авиационного праздника в Фарнборо, а 9 сентября 1948 года летчик Д. Дерри на этом самолете в полете при крутом снижении превзошел скорость звука. В августе 1949 года самолет DH-108 принимал участие в традиционных английских гонках самолетов, где показал среднюю путевую скорость 786 км/ч. Затем самолет был передан в летно-испытательный центр. В феврале 1950 года третий экземпляр самолета DH-108 потерпел катастрофу, а летчик погиб. Опыт летных испытаний этого самолета подтвердил целесообразность применения у крыла стреловидности для достижения околозвуковых скоростей полета.

Прототип ночного авиалайнера. Английская самолетостроительная фирма «Армстронг — Уитворт» в 1943 году изучала возможность создания пассажирского самолета с высокой дозвуковой скоростью полета с применением отсоса пограничного слоя. При этом была выбрана схема типа «летающее крыло» со стреловидностью 30° . Проект такого самолета с шестью турбореактивными двигателями при размещении 30 пассажиров внутри крыла без окон лежёл предусматривал осуществление пассажирских перевозок в ночное время на большие расстояния, например Лондон — Дели. Для изучения особенностей принятой схемы на малых скоростях строится планер AW-52G в масштабе $1/3$ от самолета. Его испытания в полете проходили в марте 1945 года.

Затем были построены два экземпляра экспериментального цельнометаллического самолета AW-52 с двумя турбореактивными двигателями. Эти двухместные самолеты предполагалось в дальнейшем использовать для авиапочтовых перевозок. Они имели масштаб 1:2 относительно большого пассажирского лайнера. Самолет AW-52 совершил первый полет в ноябре 1947 года. В сентябре 1948 года он демонстрировался на авиационном празднике в Фарнборо. В мае 1949 года во время одного из полетов у самолета AW-52 на конце крыла возник ассимметричный флаттер, пе-

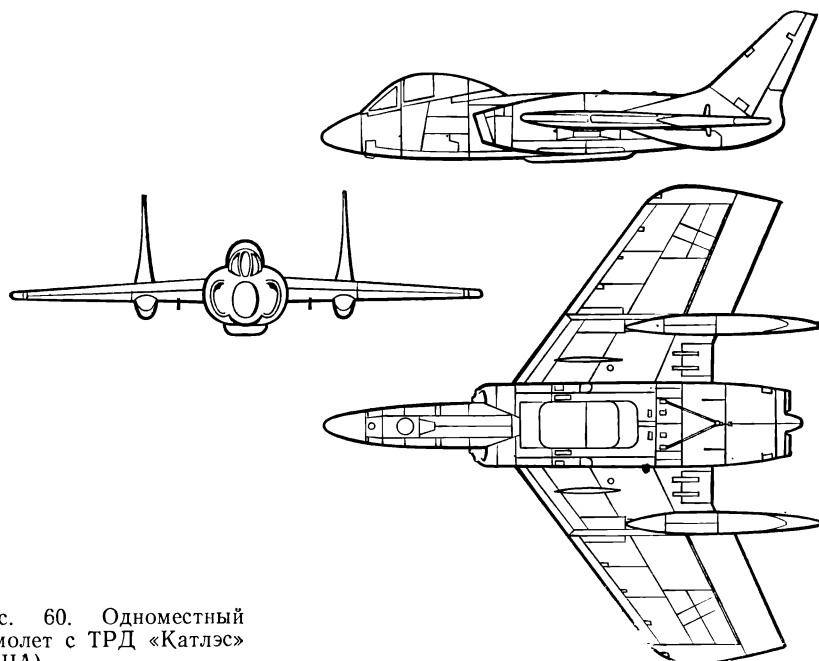


Рис. 60. Одноместный самолет с ТРД «Катлэс» (США)

решедший вскоре на все крыло, и самолет потерпел катастрофу.

Впервые крупной серией. В начале 1946 года инженеры американской фирмы «Чанс Воут» начали проектирование первого палубного цельнометаллического одноместного истребителя «Катлэс» с турбореактивными двигателями (рис. 60). Так как наибольшая скорость полета должна была быть околозвуковой, то использовалось стреловидное крыло 35° с удлинением 2,9. При наличии стреловидности продольная и поперечная управляемость обеспечивалась посредством элевонов. Вертикальное оперение состояло из двух килей с увеличенным удлинением, укрепленных посредством балок к крылу на 40% его полуразмаха. Рули направления были обычного типа. Система управления имела необратимые бустеры. Опытный образец этого самолета осуществил первый полет в сентябре 1948 года. Первый серийный «Катлэс» взлетел в марте 1950 года, после чего было построено еще 18 самолетов.

В дальнейшем создавался ряд модификаций этого двухдвигательного самолета с более усовершенствованными двигателями. Первый полет третьей серийной модификации самолета «Катлэс» состоялся в декабре 1951 года. В конструкцию этого самолета был внесен ряд дополнительных усовершенствований. По всей передней кромке крыла располагался предкрылок, который убирался в полете на больших скоростях и выдвигался на взлетно-посадочных режимах. Задняя кромка элевона имела незначительное утолщение,

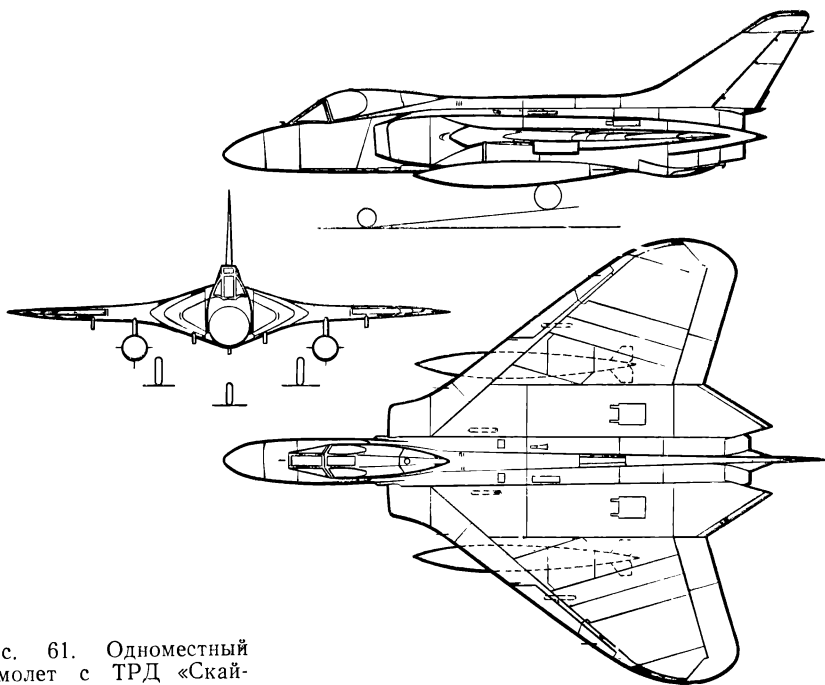


Рис. 61. Одноместный самолет с ТРД «Скайрэй» (США)

что предохраняло от возникновения отрыва потока на больших скоростях полета. В систему путевого управления был включен демпфер рыскания. Всего было построено около 300 самолетов этого типа. Они долгое время находились на вооружении флота США.

Большая стреловидность. В середине 1947 года военно-морские силы США заказали фирме «Дуглас» палубный истребитель, рассчитанный на скорость, превосходящую скорость звука. Этот самолет, названный «Скайрэй», был уже вторым палубным истребителем, выполняемым по схеме «бесхвостка».

«Скайрэй» — одноместный цельнометаллический моноплан (рис. 61) с крылом малого удлинения (2,02) и большой стреловидностью (52°). Продольное и поперечное управление осуществлялось элевонами, отклоняемыми посредством бустеров. Руль направления управлялся также через бустеры. По длине он был разделен на две части, к одной из них подключался демпфер рыскания. В корне центроплана, в его хвостовой части, включая зализ, находился балансировочный закрылок, который, отклоняясь до больших отрицательных углов (80°), играл роль тормозного устройства для сокращения пробега. По передней кромке крыла располагались предкрылки, автоматически открывающиеся на больших углах атаки. Относительная толщина профиля у корня была 6%. Снизу и сверху крыла располагались тормозные щитки для пикирования.

Воздухозаборники находились в носке корневой части крыла.

Первый полет на опытном самолете «Скайрэй» с двигателем, имевшим тягу 22,70 кН, выполнил Р. Раан в январе 1951 года. Летные испытания второго опытного самолета с двигателем, тяга которого была 52 кН, начались в мае 1952 года. На нем осенью 1953 года летчики Д. Вердан и Р. Раан выполнили последовательно два полета, во время которых была превзойдена скорость 1000 км/ч.

Начиная с 1954 года «Скайрэй» изготавливался серийно. Всего в эксплуатации на флоте США было 419 экземпляров «Скайрэй» с разными двигателями. Летом 1958 года летчик Э. ле Февр в двух полетах на серийном образце этого самолета продемонстрировал его высокую скороподъемность.

Весной 1953 года фирма «Дуглас» начала работать над истребителем-перехватчиком «Скайлансер» — дальнейшим развитием самолета «Скайрэй». Профиль крыла применялся более тонкий — у корня 5%, на конце 3%. Вертикальное оперение было несколько увеличено по высоте. Воздухозаборники, а также форма носовой части фюзеляжа имели улучшенную конфигурацию. В апреле 1956 года состоялся первый полет «Скайлансера». Всего было изготовлено четыре экземпляра этого самолета.

«Летающие треугольники». Немецкий конструктор А. Липпиш с 1944 года работал над проектом сверхзвукового реактивного самолета схемы «бесхвостка» с большим углом стреловидности. Для этой цели он выбрал крыло малого удлинения, треугольное в плане с углом при вершине 60°. Созданный Липпишем в 1944 году одноместный экспериментальный планер DM-1 с таким крылом, выполненный в основном из дерева, предназначался для изучения характеристик сверхзвукового самолета на взлетно-посадочных режимах полета (рис. 62). Характерными особенностями аэродинамической компоновки этого планера были значительная относительная толщина профиля крыла (15%) и большая площадь вертикального оперения, форма которого повторяла форму полукрыла в плане. После окончания войны планер DM-1 был передан в качестве трофеев в США. Переехал в США и Липпиш.

На основе полученных таким образом материалов при консультации Липпиша фирма «Конвэр» в США с 1946 года начала разрабатывать истребитель XF-92 с треугольным крылом, имевшим стреловидность 60°. Самолет был рассчитан на сверхзвуковую скорость полета. В качестве силовой установки на нем предполагалось использовать комбинацию турбореактивного и жидкостного ракетного двигателей, что должно было обеспечить полет при числе $M=1,25$ на высоте 15 700 м. Однако в дальнейшем конструкторы фирмы решили создать истребитель только с турбореактивным двигателем, и самолет XF-92 был ими использован как натурная летающая модель — прототип будущего аппарата. Предварительно, до проектирования самолета, в аэродинамических трубах НАСА были осуществлены продувки большого числа моделей.

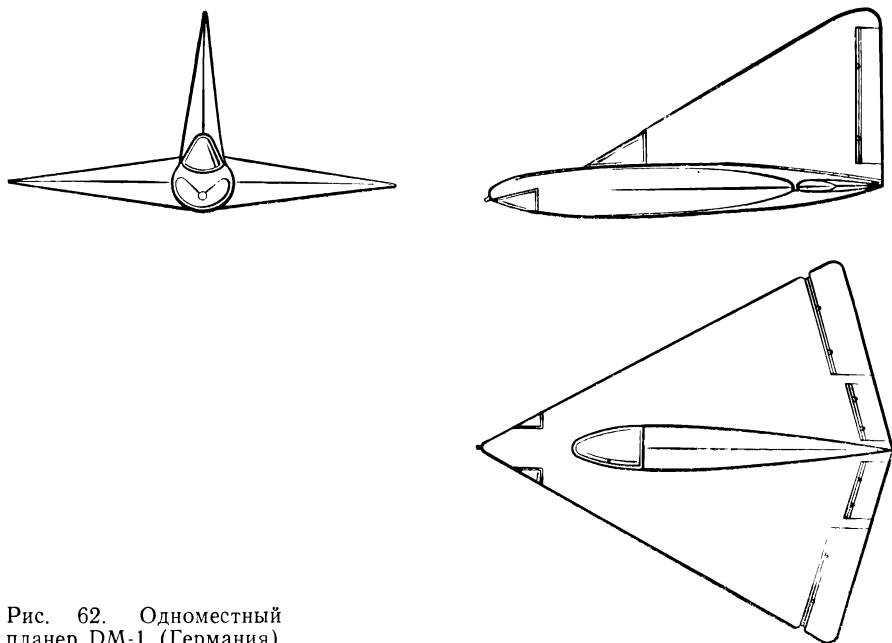


Рис. 62. Одноместный планер DM-1 (Германия)

В конце 1947 года опытный самолет испытывался в натурной аэродинамической трубе НАСА. После этого на нем был установлен турбореактивный двигатель с тягой 24,5 кН, и в сентябре 1948 года самолет, получивший марку XF-92A, совершил свой первый полет.

Это был одноместный цельнометаллический самолет, с лобовым воздухозаборником в носке фюзеляжа, тонким крыловым профилем (6,5%), треугольной формой вертикального оперения со стреловидностью 60° и трехколесным убирающимся шасси. Продольное и поперечное управление обеспечивалось элевонами, занимавшими всю заднюю кромку крыла. В 1951 году самолет XF-92A с двигателем тягой до 37,2 кН с дожиганием на высоте 13 700 м достиг скорости, соответствующей числу $M=0,95$.

На основе летных данных этого самолета в 1951 году было начато проектирование сверхзвукового одноместного истребителя-перехватчика YF-102. Проектирование и постройка первого варианта этого самолета заняла полтора года. Существенным отличием его от самолета XF-92A было использование боковых воздухозаборников вместо лобового. Первый полет истребителя YF-102 состоялся в октябре 1953 года. Вскоре, однако, первый экземпляр этого аппарата разбился из-за отказа двигателя при взлете. В январе 1954 года были начаты летные испытания второго экземпляра самолета. Через три месяца испытаний выяснилось, что на этом самолете не удастся развить сверхзвуковую скорость полета. Чтобы обеспечить достижение сверхзвуковой скорости и таким об-

разом удовлетворить требованиям ВВС США, была проведена модификация самолета YF-102:

уменьшена площадь миделевого сечения фюзеляжа в месте сопряжения с крылом, по бортам хвостовой части фюзеляжа размещены большие обтекатели. В соответствии с правилом площадей это снижало лобовое сопротивление самолета на скоростях, близких к скорости звука;

заострена носовая часть фюзеляжа, носок его смещен относительно оси фюзеляжа книзу, уменьшена ширина фонаря летчика и боковые его панели выполнены плоскими. Это дополнительно уменьшило лобовое сопротивление и улучшило обзор летчика;

крылу придана коническая крутка, т. е. кривизна носка профиля увеличивалась по мере удаления от корня крыла к его законцовке. Это способствовало сохранению продольной балансировки на сверхзвуковых скоростях полета без потери в значении аэродинамического качества.

После всех перечисленных конструктивных изменений получился по существу новый истребитель YF-102A. Первый вылет этого самолета с двигателем, имевшим тягу на взлете 68 кН, осуществлен в декабре 1954 года. На следующий день на нем была превышена скорость звука в горизонтальном полете на высоте около 10 000 м. Во второй половине 1955 года началось крупносерийное производство самолета YF-102A.

Крыло этого самолета имело профиль с относительной толщиной у корня 5%, а на конце 4%. На верхней поверхности крыла размещались две пары перегородок. Почти вся задняя кромка крыла была занята элевонами, управление которыми осуществлялось необратимыми гидросилителями. В систему управления были включены демпферы рыскания и продольных колебаний.

Самолет F-102A был первым серийным сверхзвуковым самолетом схемы «бесхвостка» с треугольным в плане крылом. Последующим его развитием явился самолет F-106 «Дельта Дарт» той же фирмы. На этом самолете в основном использовались геометрические параметры крыла самолета F-102A, однако относительная толщина профиля в центре уменьшилась до 4% и были проведены другие модификации. Серийное изготовление одно- и двухместных самолетов F-106 проводилось до конца 1960 года.

В конце 1959 года на самолете F-106 была достигнута максимальная скорость, близкая к 2500 км/ч. Несколько месяцев спустя на нем осуществляется перегоночный перелет дальностью 3680 км.

Одновременно с разработкой первых образцов сухопутных истребителей, выполненных по схеме «бесхвостка» с треугольным крылом, фирма «Конвэр» работала и над созданием гидросамолета такой же схемы с турбореактивным двигателем. Этот самолет, получивший марку YF-2-1 «Си Дарт», был рассчитан на взлет с гидрорыж, убирающихся в полете.

Опыт фирмы «Конвэр», накопленный при разработке самолетов-истребителей типа «бесхвостка», позволил в 1952 году начать, а затем интенсивно развить работы по конструированию и построй-

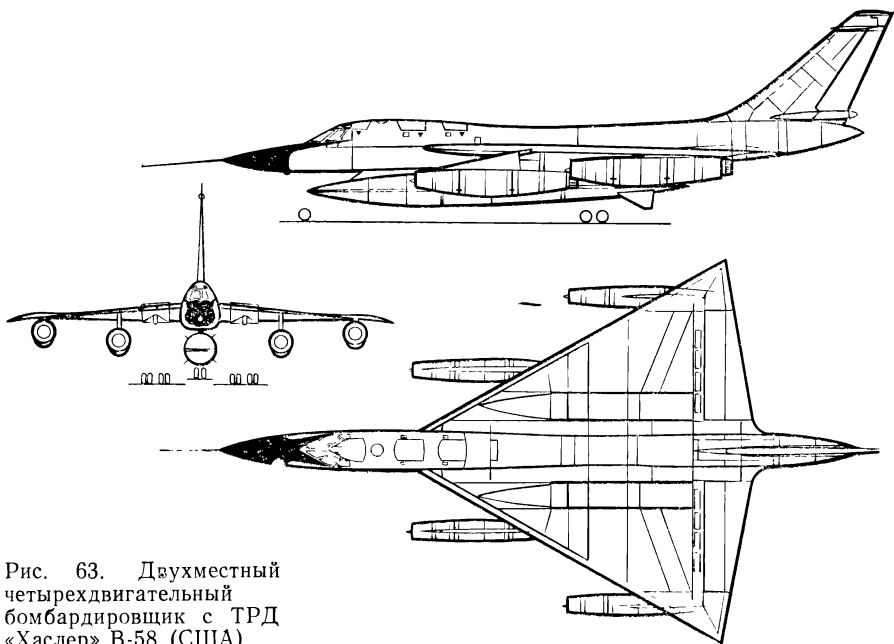


Рис. 63. Двухместный
четыrehдвигательный
бомбардировщик с ТРД
«Хаслер» В-58 (США)

ке сверхзвукового бомбардировщика «Хаслер» В-58 (рис. 63) той же схемы с четырьмя турбореактивными двигателями. Основным требованием к такому самолету был полет на скоростях, соответствующих числу $M=2,0$. Помимо выбора оптимальной аэродинамической компоновки самолета в целом это вызвало необходимость проектирования элементов конструкции с учетом тепловых нагрузок, особенно в тех местах, где происходил нагрев внешней поверхности струями, идущими от работающих турбореактивных двигателей. Основу аэродинамической компоновки самолета составляло треугольное в плане крыло малого удлинения (2) с углом стреловидности 60° , с профилем, имеющим относительную толщину 4%, и с конической аэродинамической круткой вдоль размаха. Расположение двигателей на пилонах в соответствии с правилом площадей гарантировало минимальное лобовое сопротивление на трансзвуковых скоростях полета.

Характерной особенностью конструкции было широкое применение слоистых панелей. Масса пустого самолета составляла 14% максимальной взлетной массы. Кабина самолета была трехместная: летчик, навигатор-бомбардир и оператор электронного оборудования. Оборудование бомбардировщика было насыщено автоматикой. Система управления применялась с необратимыми гидравлическими бустерами. Продольное и поперечное управление обеспечивалось элевонами. Каждый элевон состоял из нескольких секций, они отклонялись отдельными бустерами, что способствовало дублиро-

ванию управления. Гидравлическая система, обеспечивавшая не только работу бустеров, но и работу ряда других жизненно важных систем самолета, была также дублирована. Проводки к рулю направления и элевонам включали в себя демпферы рыскания, крена и тангажа.

Хотя «Хаслер» и являлся по своему основному назначению бомбардировщиком, однако он представлял собой многоцелевой самолет, предназначенный для выполнения разных боевых задач без изменения конструкции. Это обеспечивалось размещением соответствующего оборудования и вооружения в специальных сменных контейнерах, подвешиваемых под фюзеляжем. В контейнере также мог быть размещен и дополнительный (сбрасываемый) бак для горючего, чем обеспечивалась требуемая дальность. Особенностью топливной системы двигателей «Хаслера» было наличие в хвостовой части фюзеляжа, на уровне расположения элевонов, «балансирующего» керосинового бака, вмещавшего 3700 кг горючего. Это горючее в случае необходимости можно было перекачивать для обеспечения требуемого расположения центра масс самолета.

В ноябре 1956 года опытный экземпляр «Хаслера» совершил первый вылет. В декабре этого же года на нем была превышена скорость, соответствующая числу $M=1$, а в июне 1957 года — достигнута скорость, равная двум числам M . В декабре 1958 года при полете на сверхзвуковых скоростях самолет потерпел катастрофу, при этом из трех катапультировавшихся членов экипажа один погиб, а двое были тяжело ранены. Тем не менее «Хаслер» В-58 был запущен в серийное производство. Всего было построено до 1961 года больше ста экземпляров этого самолета, из них большая часть тренировочных с двойным управлением.

В марте 1960 года экипаж, возглавляемый летчиком Л. Легге, осуществил на этом самолете полет общей продолжительностью 18 ч 10 мин при двух дозаправках в воздухе, при этом самолет пролетел 17 700 км со средней скоростью 998 км/ч. В мае 1961 года на нем проводится беспосадочный перелет из США в Париж на международный аэросалон за 5 ч 55 мин. В Ла-Бурже во время демонстрационных полетов самолет В-58 потерпел катастрофу, и экипаж погиб.

В целом выявилась недостаточная надежность этого самолета: при летных испытаниях было потеряно 8 машин, а потери в летной эксплуатации ВВС составляли 20%. В 1961 году серийный выпуск самолета В-58 прекратился. Этому способствовал также и тот факт, что стоимость его в 3,5 раза превосходила стоимость серийного дозвукового бомбардировщика В-52.

В канадском филиале фирмы «Авро» начиная с 1952 года велись работы по проектированию сверхзвукового двухместного тяжелого истребителя с двумя турбореактивными двигателями. Этот самолет, получивший марку CF-105 «Эрроу», был выполнен по схеме «бесхвостка» и рассчитан на максимальную скорость, соответствующую числу $M=2,0$, при повышенной дальности полета. Крыло имело малое удлинение (примерно 1,7) со стреловидностью

около 62° . В центре крыла был применен профиль с относительной толщиной 3,5%, а на конце — 3,8%. Внешние обводы фюзеляжа определялись в соответствии с правилом площадей. Наличие в фюзеляже двух турбореактивных двигателей потребовало значительных размеров боковых воздухозаборников. Их форма и конструкция способствовали нормальной работе двигателей на всех режимах полета. Особое внимание обращалось на создание автоматизированной системы управления с необратимыми бустерами при наличии в ней демпферов рыскания, крена и тангажа. Эта система искусственно обеспечивала нормированное изменение усилий, переходящих на руку летчика от рычага управления по скорости, перемещению и перегрузке. Кроме того, в системе имелась возможность регулировать до нуля абсолютные значения усилий на рычагах управления при любых режимах полета.

Первый опытный экземпляр самолета CF-105 «Эрроу» с американскими двигателями поступил на летные испытания в марте 1958 года. На седьмом полете самолетом была достигнута максимальная скорость у земли 1600 км/ч.

Несмотря на то, что первые летные испытания самолета CF-105 имели положительные результаты, в феврале 1959 года заказ на серийное изготовление 37 экземпляров самолета CF-105 «Эрроу» был аннулирован. Причиной этому было решение ВВС Канады и США об унификации средств противовоздушной обороны на базе авиационной техники США.

В конце 50-х годов в США был объявлен конкурс самолетостроительных фирм «Конвэр», «Боинг», «Норт-Американ» и «Локхид» на лучший проект высотного самолета-разведчика, рассчитанного на скорость полета, превосходящую в три раза скорость звука. Лучшим оказался проект К. Джонсона фирмы «Локхид». Это был аппарат, выполненный по схеме типа «бесхвостка», в которой основу компоновки составляли два турбореактивных двигателя с тягой по 144,6 кН, размещенных каждый посередине полукрыла. При этом крыло с фюзеляжем представляло собой как бы обтекатель двигателей, обеспечивающий наибольшее аэродинамическое качество на расчетном режиме полета. Первый полет этого самолета, получившего марку YF-12, состоялся в апреле 1962 года. Это был цельнометаллический двухместный среднеплан с треугольным крылом малого удлинения (около 1,72), со стреловидностью 60° и с профилем крыла, имевшим относительную толщину 3,2%.

Вертикальное оперение было двухкилевое, оно располагалось на гондолах двигателей. В хвостовой части фюзеляжа снизу размещался дополнительный киль. Перед посадкой он убирался, а сразу же после взлета выпускался. В качестве руля направления использовалась поворотная верхняя часть обоих килей. Характерной особенностью плановой проекции самолета было наличие боковых наплывов как на значительной части фюзеляжа, так и на гондолах двигателей. Они предназначались для сведения к минимуму перемещения фокуса по хорде крыла при переходе на сверхзвуковые скорости полета. Двигательная установка имела автома-

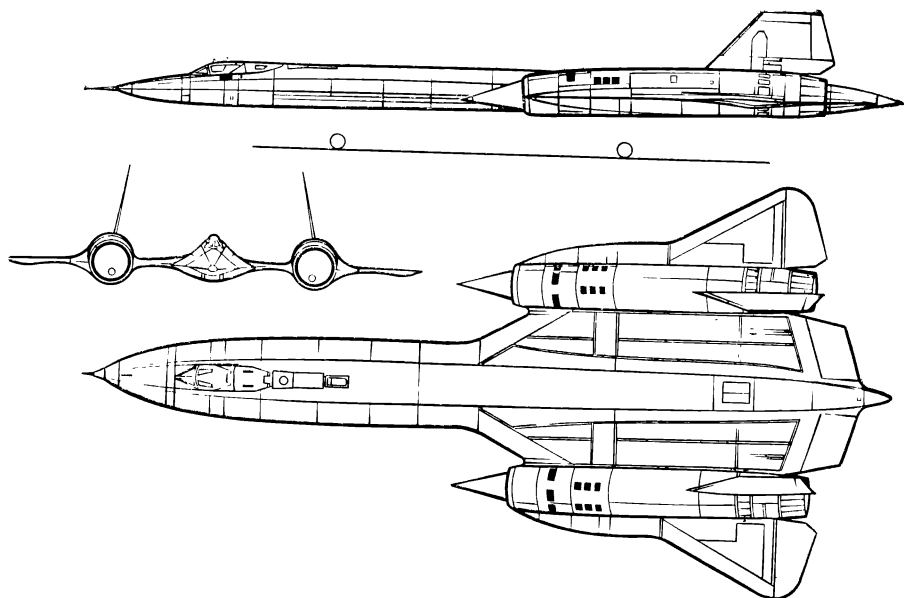


Рис. 64. Двухместный двухдвигательный самолет с ТРД SR-71A (США)

тически регулируемые воздухозаборники. Топливные баки размещались в фюзеляже и центральной части крыла.

Было построено и находилось в летной эксплуатации несколько вариантов этого самолета. Второй экземпляр самолета в июне 1971 года потерпел катастрофу.

К концу 1964 года строится модифицированный самолет SR-71A (рис. 64). У этого самолета весь фюзеляж, включая его носовую часть, выполнялся с поперечным сечением в виде плоской чечевицы, с острыми бортами. Первый полет самолета SR-71A состоялся в декабре 1964 года, а начиная с 1966 года он строился серийно. До 1973 года всего было построено 24 самолета этого типа. В сентябре 1974 года на самолете SR-71A был выполнен беспосадочный перелет из Нью-Йорка в Лондон за 1 ч 55 мин 42 с с тремя промежуточными дозаправками в полете.

В 1947 году английские ВВС определили технические требования к среднему бомбардировщику дальнего действия — большая бомбовая нагрузка, значительная высота полета и высокая дозвуковая скорость. К этому времени уже были известны данные о самолетах, выполненных по схеме «бесхвостка» с реактивными двигателями, имевших удовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости на скоростях, близких к 1000 км/ч (DH-108, Me-163B). Поэтому неудивительно, что фирма «Авро», приступившая к разработке среднего бомбардировщика дальнего действия для английских ВВС, который получил название «Вулкан», остановила свой выбор именно на этой схеме. Форма крыла при этом

определилась треугольной в плане со стреловидностью около 50° и удлинением 3. Профиль крыла имел относительную толщину 10%. Такой самолет должен был отличаться хорошим аэродинамическим качеством на околозвуковых скоростях при сравнительно небольшой нагрузке на крыло. Последнее обстоятельство обеспечивало полет на значительных высотах. Кроме того, конструкция крыла существенно упрощалась, так как на самолете схемы «бесхвостка» не представлялось возможным применить сложную взлетно-посадочную механизацию. Большая строительная высота в центроплане при малом удлинении крыла придавала требуемую жесткость его силовым элементам. Вертикальное оперение самолета разместилось по продольной оси фюзеляжа.

Фирма «Авро» одновременно с созданием бомбардировщика развернула работы по проектированию и изготовлению серии летающих макетов будущего «Вулкана» в масштабе 1:3 под турбореактивный двигатель, имевший тягу 16,3 кН. Это были цельнометаллические однодвигательные одно- и двухместные самолеты 707 и 707В, 707А и 706С. На них отрабатывались основные аэродинамические особенности компоновки бомбардировщика.

Используя результаты летно-экспериментальных работ с самолетами серии 707, фирма «Авро» в 1947 году приступила к разработке и в течение пяти лет создала Авро 698 «Вулкан» — четырехдвигательный бомбардировщик средней дальности с полетной массой около 100 т новой для начала 50-х годов схемы. Первый полет на нем состоялся в конце августа 1952 года. Применение на «Вулкане» крыла треугольной формы в плане со стреловидностью 52° и удлинением около трех дало возможность обеспечить значительную абсолютную высоту в центроплане (более 2 м), что позволило выполнить этот самолет почти полностью по схеме типа «летающее крыло».

Опыт создания предыдущих конструкций самолетов аналогичной схемы показал целесообразность применения на «Вулкане» вертикального оперения, размещенного по продольной оси самолета. В крыле и носовой части фюзеляжа, выступавшей перед крылом на 40% его корневой хорды, было решено разместить пять членов экипажа в двух герметичных кабинах, убирающееся шасси с носовой тележкой, двигательную установку, ориентированную вблизи продольной оси самолета, баки для горючего и бомбовую нагрузку. На первом опытном «Вулкане» устанавливались двигатели с тягой каждый по 29,5 кН, в дальнейшем они были заменены двигателями с тягой по 36,4 кН. Через год — в сентябре 1953 года совершил полет второй опытный экземпляр «Вулкана» с двигателями, имевшими тягу по 43 кН. Одновременно с изготовлением опытных экземпляров «Вулкана» он был запущен в серийное производство. Головной серийный экземпляр самолета осуществил свой первый полет в феврале 1955 года.

Во время детальных летных испытаний этого самолета было выявлено, что при полете на разных числах M в определенном диапазоне углов атаки при создании даже незначительной перегрузки

на крыле возникали режимы местных скачков уплотнения и вихреобразования. Это приводило к бафтингу — интенсивной тряске рулевых закрылков. Поэтому аэродинамическая компоновка «Вулкана» была изменена. На верхней поверхности крыла были установлены турбулизаторы. Эти мероприятия полностью устранили возможность возникновения бафтинга. С мая 1956 года модифицированные «Вулканы» Mk 1 поступали в эксплуатацию уже с двигателями с тягой 54,5 кН.

На серийном образце модифицированного «Вулкана» 9 сентября 1956 года был осуществлен перелет из Англии в Мельбурн через Аден и Сингапур. Однако на обратном пути этот самолет потерпел катастрофу в лондонском аэропорту, и экипаж погиб. В 1958 году на «Вулкане» были установлены более мощные двигатели с тягой по 72,5 кН. Повышенная тяга двигателей позволила существенно модифицировать аэродинамическую компоновку самолета для улучшения его летных характеристик. Таким образом, возникла третья модификация самолета «Вулкан» В Mk 2 (рис. 65).

На крыле в центроплане незначительно уменьшилась относительная толщина профиля, размах крыла был несколько увеличен,

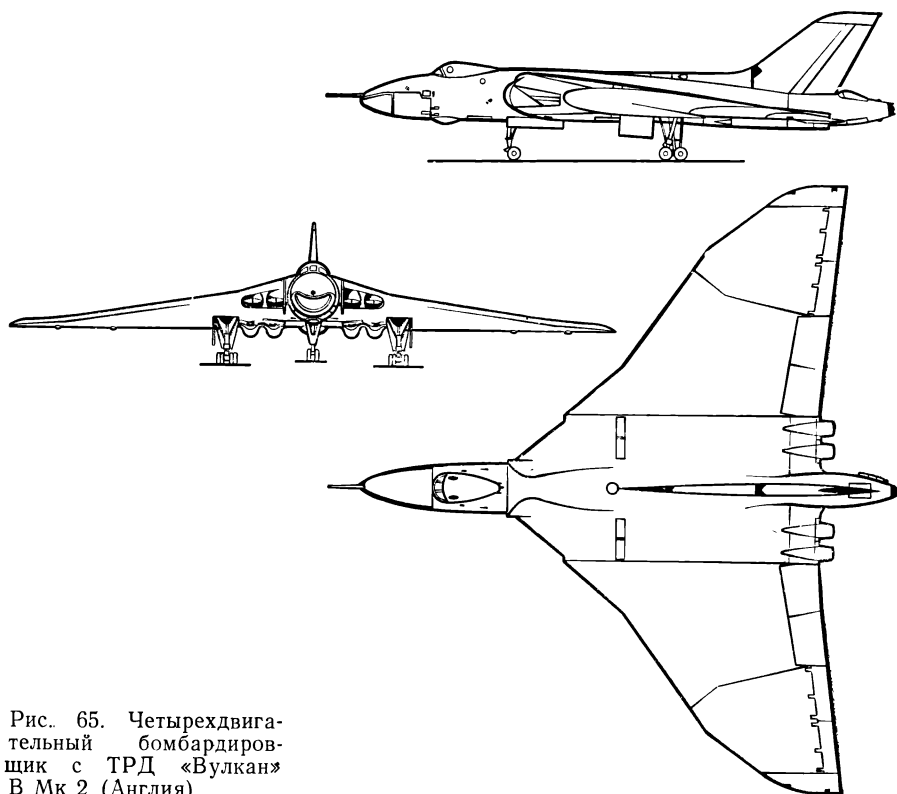


Рис. 65. Четырехдвигательный бомбардировщик с ТРД «Вулкан» В Mk 2 (Англия)

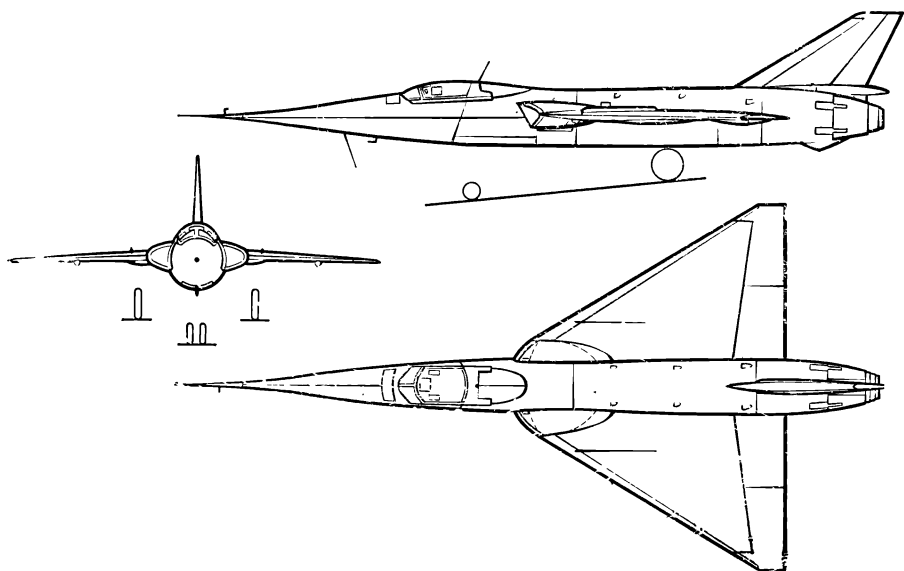


Рис. 66. Одноместный самолет с ТРД FD-2 (Англия)

угол стреловидности внешней части консолей — незначительно уменьшен, а на конце — увеличен. Для устранения тряски рулевых закрылков элеронам была придана одновременно и функция рулей высоты, т. е. они стали элевонами.

Первый полет опытного образца «Вулкана» В Mk 2 состоялся в конце августа 1957 года. Через год совершил первый полет головной экземпляр серии этого самолета с двигателями повышенной тяги до 91 кН. «Вулкан» с последней модификацией компоновки крыла с этими двигателями имел лучшие летные показатели из всех испытанных вариантов самолета. На самолетах типа «Вулкан» был совершен ряд беспосадочных перелетов с дозаправкой горючим в полете. Шесть самолетов «Вулкан» были переоборудованы в самолеты-заправщики.

Фирма «Фейри» с начала 1947 года проводила многочисленные летные эксперименты со скоростными моделями с размахом крыла примерно 3 м, снабженными ракетными двигателями и имевшими треугольную форму крыла в плане. В начале 50-х годов были разработаны два образца экспериментальных самолетов с такой же формой крыла в плане. Один из них — самолет FD-2 схемы «бесхвостка» (рис. 66). Проектные работы по этому самолету были начаты во второй половине 1952 года.

Самолет FD-2 был цельнометаллическим среднепланом с почти треугольным крылом в плане малого удлинения (2), со стреловидностью 60° и относительной толщиной профиля 4%. Вдоль всей задней кромки крыла располагались закрылки. В центральной части они выполняли функции рулей высоты, а по концам — элери-

нов. Система управления применялась с необратимыми бустерами. Она была дублирована. Автоматы усилий в этой системе имели передаточное отношение от отклонения рычагов управления к отклонению органов управления, изменяющееся в зависимости от скорости полета в диапазоне от 1:1 до 9:1. Характерная особенность фюзеляжа самолета FD-2 — возможность наклона его носовой части книзу на 10° , благодаря чему существенно улучшался обзор летчика на взлетно-посадочных режимах полета. Первый полет самолета был осуществлен в октябре 1954 года, а 28 октября 1955 года на этом самолете была превзойдена скорость звука. Второй экземпляр самолета FD-2 впервые совершил полет в феврале 1956 года и в первом же полете превзошел скорость, соответствующую числу $M=1,0$. В сентябре 1956 года оба экземпляра самолета FD-2 были продемонстрированы в полете на авиационном празднике в Фарнборо.

В начале 50-х годов французские авиаконструкторы начали работать над созданием целой серии образцов боевых самолетов, выполненных по схеме «бесхвостка». При выборе именно этой схемы существенное влияние на французских авиаконструкторов оказал опыт работы фирмы США «Конвэр» по созданию истребителей-перехватчиков. Одним из первых легких одноместных истребителей-перехватчиков, построенных по этой схеме во Франции в это время, был цельнометаллический SE-212 «Дюрандаль» с треугольным в плане крылом, имевшим стреловидность 60° . Законченный постройкой в 1955 году он был экспонирован в этом же году в Парижском аэросалоне. В апреле следующего года состоялся его первый полет. Самолет SE-212 имел лобовой воздухозаборник овальной формы. Относительная толщина профиля крыла составляла 5%. Органами управления являлись элевоны, размещавшиеся по всей задней кромке крыла, и руль направления.

Примерно в тот же период разработкой легкого истребителя-перехватчика, выполненного по схеме «бесхвостка», занялась и самолетостроительная фирма «Дассо». Эта фирма в 1955 году заканчивает постройку опытного экземпляра самолета MD-550, первый полет которого состоялся в июне 1955 года. Этот цельнометаллический аппарат был первоначальным прототипом боевого самолета схемы «бесхвостка» серии «Мираж». Он имел крыло треугольное в плане, малого удлинения (примерно 2) со стреловидностью 60° и относительной толщиной профиля 5%. Вдоль всей задней кромки крыла располагались элевоны. Воздухозаборники применялись боковые. На самолете MD-550 устанавливались два ТРД с тягой каждый по 7,4 кН. Самолет развивал скорость горизонтального полета, соответствующую числу $M=1,0$, а на режиме пологого пикирования — до $M=1,15$. В начале 1956 года этот самолет модифицируется. Новый самолет, получивший наименование «Мираж», во время заводских испытаний развил скорость в горизонтальном полете, соответствующую числу $M=1,3$.

Как «Дюрандаль», так и первые «Миражи» представляли собой образцы легких истребителей-перехватчиков, рассчитанных на одну

атаку и полностью зависимость от наведения на цель с земли. Из-за того, что такие истребители имели недостаточную боевую эффективность, ВВС Франции от них отказались, и в свете новых требований была проведена дальнейшая модификация «Миража». Она свелась в первую очередь к существенному увеличению тяги двигателя, а также к увеличению взлетной массы за счет дополнительного оборудования и вооружения.

В том же 1956 году был создан «Мираж» III-001, первый вылет которого осуществлен в ноябре. На самолете устанавливался один двигатель с тягой 44 кН и дополнительно жидкостный двигатель с тягой 15 кН. Аэродинамическая компоновка крыла и вертикального оперения в основном остались теми же, за исключением угла поперечного V крыла, который стал отрицательным (-1°). Во время заводских летных испытаний «Мираж» III-001 развил скорость, соответствующую числу $M=1,5$, на высоте около 11 000 м. Однако в серийное производство была запущена четвертая модификация самолета «Мираж» III-01.

Этот самолет имел крыло, увеличенное по площади на 17% по сравнению с предыдущим образцом. Форма крыла в плане не изменилась. Относительная толщина профиля крыла уменьшилась до 4,5% в центре и 3,5% на конце. Крылу была придана коническая кривая и сделаны «запилы» в передней кромке. Форма фюзеляжа выполнена по правилу площадей. Двигатели имели большую тягу (до 60 кН).

Первый полет этого самолета состоялся в мае 1958 года, а в октябре того же года на заводских испытаниях на нем была превышена скорость, соответствующая числу $M=2,0$, на высоте 12 500 м. При некоторых испытательных полетах достигалась высота более 20 000 м. Во время 60-ти испытательных полетов включался жидкостный ракетный двигатель. Была построена небольшая серия этих самолетов (около 10 штук). В первую крупную серию была запущена пятая модификация самолета «Мираж» IIIc с двигателем, имевшим тягу 64 кН, и с дополнительным ракетным двигателем. По своему боевому назначению это был многоцелевой одноместный истребитель. Первый вылет головного образца самолета «Мираж» IIIc состоялся в октябре 1960 года. Последующие варианты этого самолета, также строившиеся серийно, — «Мираж» IIIe, «Мираж» IIIr, «Мираж» IIIrd и «Мираж» IIIb — отличались от «Миража» IIIc лишь вариантами оборудования, типами вооружения и устройством кабины экипажа. Основные же особенности конструкции сохранились одинаковыми во всех модификациях вплоть до 1974 года. Задняя кромка крыла была занята закрылками. На каждом полукрыле эти закрылки имели три секции. Внутренняя секция являлась балансировочным закрылком, средние закрылки служили рулями высоты, а крайние закрылки — элеронами. В случае необходимости летчик управлял балансировочными закрылками включением соответствующего тумблера. Они отклонялись с помощью бустеров. Эти закрылки во время полета работали одновременно в системе демпфера тангажа. Система управле-

ния всеми остальными рулевыми закрылками и рулем направления также включала в себя необратимые бустеры с автоматами усилий. Кроме того, к проводке управления рулем направления был подключен демпфер рыскания и в системе управления имелся автопилот. Самолет использовался также как и истребитель-бомбардировщик, атакующий с малых высот. Его вооружение составляли две пушки 30 мм и контейнер с 30-ю неуправляемыми ракетными снарядами. Всего было выпущено около 200 экземпляров самолета «Мираж» IIIc.

В апреле 1961 года состоялся первый полет головного серийного экземпляра самолета «Мираж» IIIЕ — истребителя-бомбардировщика с увеличенным радиусом действия. По лицензии его строили также в Австралии и в Швейцарии. Эскадрилья самолетов «Мираж» IIIc 21 июня 1971 года прилетела в Москву с дружественным визитом под командованием майора Ж. Арнодека, в прошлом летчика авиаполка «Нормандия—Неман». Французские летчики продемонстрировали в Москве отличное выполнение групповых фигур высшего пилотажа.

Опыт длительной летной эксплуатации самолетов «Мираж» III подтвердил наличие у этого типа самолета максимальной скорости, соответствующей числу $M=2,2$. Таким образом, было показано, что схему самолета типа «бесхвостка» целесообразно применять и для самолета-истребителя.

На опыте постройки и эксплуатации первоначальных серий самолетов «Мираж» III проектируется и строится бомбардировщик «Мираж» IV, первый полет которого состоялся в июне 1959 года (рис. 67). Он явился дальнейшим развитием схемы самолета «Мираж» IIIА. Размеры его увеличились в 1,37 раза, взлетная масса — в 2,25 раза, а тяга основной двигательной установки возросла в 2 раза. Экипаж самолета состоял из летчика и штурмана-бомбардира, сидящих один за другим.

Система питания двигательной установки состояла из нескольких баков, один из которых был размещен в передней части киля и являлся балансировочным баком. Специальный автомат перекачивал горючее в этот бак при полете на скоростях, больших скорости звука, и таким образом обеспечивался требуемый запас продольной устойчивости, одинаковый как на дозвуковой, так и на сверхзвуковой скоростях. Кроме того, дополнительно могли подвешиваться под крылом баки с топливом по 2500 л каждый, сбрасываемые после израсходования. Дальность полета самолета «Мираж» IV могла быть еще увеличена за счет дозаправки в полете.

Начиная с 1960 года «Мираж» IVA строился серийно. Первый полет головного серийного самолета был выполнен в октябре 1961 года. Серийные самолеты снабжались двумя двигателями каждый с тягой до 70 кН.

В 1966 году началась работа по дальнейшей модификации самолета «Мираж» IIIЕ для сокращения стоимости производства, упрощения эксплуатации, повышения боевой эффективности воору-

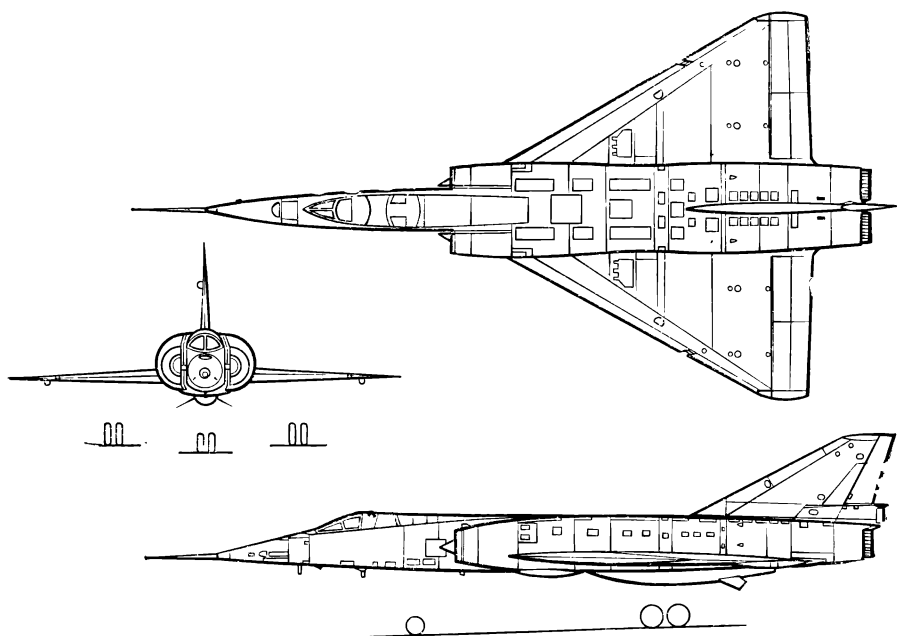


Рис. 67. Двухместный двухдвигательный самолет-бомбардировщик с ТРД «Мираж» IV (Франция)

жения и увеличения дальности полета. Так возникла последующая модификация «Миража» типа «бесхвостка» — «Мираж» 5. Первый вылет опытного самолета состоялся в мае 1957 года, а головного экземпляра серийного самолета — в 1968 году. На самолете «Мираж» 5 в отличие от прототипа применено новое электронное оборудование, ТРД с тягой до 64 кН, сняты радиолокатор и дополнительный ЖРД.

Начиная с 1973 года фирма «Дассо» одновременно с истребителями, выполненным по схеме «бесхвостка» типа «Мираж» 5, стала выпускать и самолеты такого же назначения, но обычной схемы, обозначая их «Мираж» F. К концу семидесятых годов эта фирма опять вернулась к схеме «бесхвостка», считая ее наиболее перспективной. С января 1976 года началась разработка самолета-истребителя для французских ВВС типа «бесхвостка» «Мираж» 2000. Хотя этот самолет и имеет в своей основе традиционную схему большинства всех предыдущих боевых самолетов фирмы «Дассо», однако при его создании были применены два новых усовершенствования, которые позволяют использовать эту схему в летной практике лучше, чем она использовалась ранее. Первым таким усовершенствованием является применение автоматизированного управления с электрической проводкой, четырежды резервированной в продольном и в поперечном каналах и трижды резер-

вированной в канале курса с включением автоматов, которые создают требуемое изменение перемещений и усилий на рычагах управления, отклоняемых летчиком. Имеются три типа датчиков, работающих независимо друг от друга, от которых идет информация в многократно резервированную систему управления.

С применением такой системы управления датчики, показывающие угловое положение самолета и его изменение, дают помимо летчика команды на отклонение органов управления, которые будут при этом возвращать самолет в исходное положение независимо от того, имеет ли он степень продольной устойчивости или нет. При этом если у самолета отсутствует степень продольной устойчивости, то это может быть компенсировано достаточно быстрым отклонением элевонсов от автомата без всякого участия летчика. В результате такая система управления допускает у самолета наличие небольшой степени продольной неустойчивости. Это, в свою очередь, может повысить соотношение подъемной силы самолета, выполненного по схеме «бесхвостка», к силе его лобового сопротивления по сравнению с этим соотношением у такого же самолета, но имеющего продольную устойчивость. А чем больше соотношение подъемной силы к силе лобового сопротивления, тем лучше летные данные самолета. Таким образом, новая автоматизированная система управления, примененная на самолете «Мираж» 2000, позволяет сделать более задним расположение центра масс аппарата, что упрощает компоновку самолета, а главное улучшает его летные и пилотажные характеристики.

Вторым существенным усовершенствованием самолета «Мираж» 2000 является применение по всей передней кромке крыла предкрылка. Он прижат на малых углах атаки и автоматически открывается при переходе на режимы больших углов атаки. Предкрылок устраняет срывы потока на крыле. Это в первую очередь способствует сохранению подъемной силы до значительных углов атаки, а следовательно, улучшает маневренные и взлетно-посадочные характеристики самолета. Опытный экземпляр самолета «Мираж» 2000 совершил свой первый вылет в марте 1978 года (рис. 68). При этом была достигнута скорость, соответствующая числу $M=1,3$, и высота 12 200 м. Во время дальнейших летных испытаний была достигнута скорость, соответствующая числу $M=2,2$, и высота 20 000 м. Вместе с тем проводились и полеты на малой высоте со скоростью до 185 км/ч. Посадочная скорость не превосходила 232 км/ч. Была зарегистрирована минимальная скорость 167 км/ч при угле атаки 25° . На всех этих режимах сохранялись нормальная устойчивость и управляемость. В настоящее время «Мираж» 2000 строится серийно. Вооружение этого самолета выполняется в нескольких вариантах. Два подвесных бака, каждый по 1700 л, дают возможность увеличить дальность полета до 1500 км.

Самолет «Мираж» 2000 демонстрировался в Парижском аэро-салоне 1981 года. Таким образом, во Франции в результате многолетней работы авиапромышленности был создан современный маневренный истребитель, выполненный по схеме «бесхвостка». За

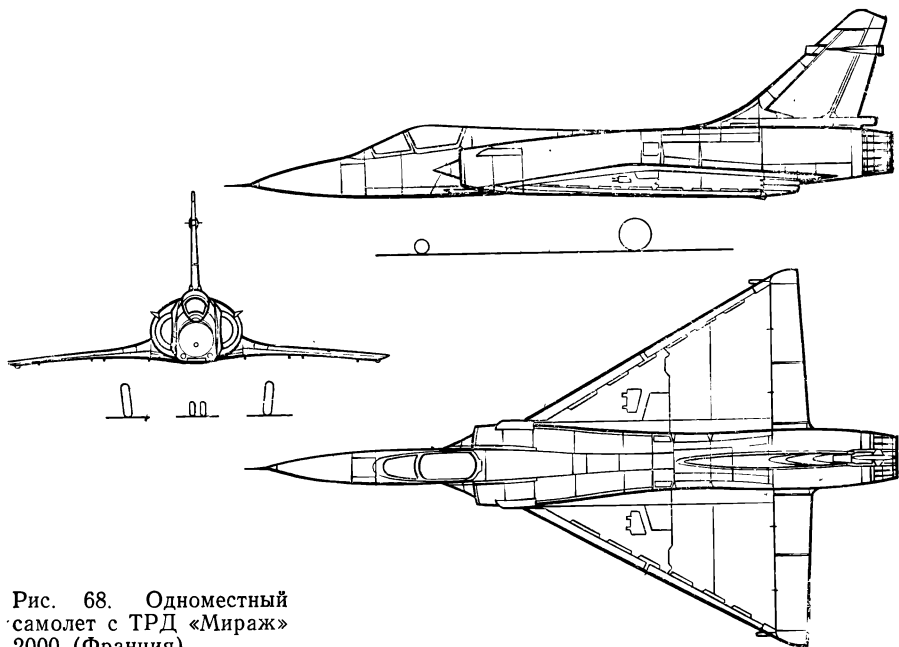


Рис. 68. Одноместный самолет с ТРД «Мираж» 2000 (Франция)

это время было построено в общей сложности наибольшее число серийных образцов боевых самолетов семейства «Мираж» по схеме «бесхвостка», находящихся в эксплуатации. Кроме того, фирмой «Дассо» было построено еще три опытных «Миража» той же схемы и с той же геометрией крыла, но с рядом конструктивных отличий, однако в серийное производство они не были запущены. В частности, «Мираж-Милан» представлял собой вариант самолета «Мираж» 5. «Мираж-Милан» разрабатывался фирмой «Дассо» совместно со швейцарским авиационным заводом, и его первый вылет был осуществлен 29 мая 1969 года.

Характерной особенностью этого самолета было наличие перед крылом «мусташей», т. е. двух половинок горизонтального стабилизатора, убираемых в фюзеляж. «Мираж-Милан» успешно прошел весь цикл летных испытаний. Два других экспериментальных «Миража» были самолетами вертикального взлета. Первый из них «Мираж-Бальзак» предназначался для отработки управляемости при вертикальном старте и на переходных режимах.

В 1965 году создается самолет «Мираж» V с усовершенствованными восемью двигателями вертикальной тяги, каждый из которых развивал тягу до 16,00 кН. Тяга двигателя, расположенного горизонтально, возросла до 76,00 кН. Было построено два экземпляра этого самолета. На втором экземпляре «Миража» V, на котором тяга горизонтально расположенного двигателя возросла до 84 кН, первый полет был осуществлен в июне 1966 года. Этот самолет в сентябре достиг скорости горизонтального полета, соответствующей

шей числу $M=2,04$. Летные испытания этого самолета продлились до конца ноября 1966 года, когда он потерпел катастрофу, и последующие работы по вертикально взлетающим «Миражам» были прекращены.

Переменная стреловидность. В конце 40-х годов, когда во многих странах возрос интерес к самолетам схемы «бесхвостка», ею заинтересовались и шведские авиаконструкторы. Фирма SAAB в 1949 году начала проводить исследования схемы самолета этого типа в аэродинамических трубах и на кордовой летающей модели с пульсирующим реактивным двигателем применительно к одноместному самолету-истребителю, рассчитанному на высокие скорости полета (примерно в полтора раза превосходящие скорость звука). Внимание шведских авиаконструкторов привлекла возможность использования на таком истребителе крыла малого удлинения со значительной стреловидностью, переменной по размаху. Такая конфигурация крыла впервые, как известно, использовалась на планере типа «летающее крыло» советским конструктором Б. И. Черановским еще в 1949 году. Она позволяла, применив увеличенную хорду крыла в плане (так называемые «наплывы»), возможно ближе подойти к схеме чистого «летающего крыла». При этом соблюдались два важных условия для аэродинамической компоновки крыла: малая относительная толщина крылового профиля (не более 5%) и удлинение крыла около 2.

После предварительных экспериментов с моделями в 1950 году строится SAAB-210 — одноместный летающий макет в масштабе 1:2 будущего истребителя. Этот макет имел крыло с удлинением 1,8, при этом стреловидность в центроплане составляла 70° , а на консолях — 50° . По всей задней кромке крыла размещались элевоны. Шасси было убирающееся в полете, трехколесное с носовым колесом. Положение основных опор шасси могло быть просто изменено по длине самолета для подбора в процессе летных испытаний наивыгоднейших параметров шасси. На макете представлялась возможность изменять в полете положение центра масс путем перекачки горючего из переднего бака в задний. Несмотря на малые размеры самолета, кресло летчика было катапультируемое. Первый вылет самолета SAAB-210 состоялся в начале декабря 1951 года, а летные испытания закончились в мае 1952 года. В процессе летных испытаний этого самолета было осуществлено около 1000 полетов и попутно проводилась его модификация. При этом изменялась носовая часть фюзеляжа, а также уточнялась аэродинамическая компоновка крыла. На основе результатов испытаний были выбраны основные конструктивные параметры одноместного сверхзвукового всепогодного истребителя SAAB J-35 «Дракен». Первые проектные работы над этим самолетом были начаты еще в 1951 году, в 1953 году проект был закончен. В октябре 1955 года модель SAAB J-35 демонстрировалась на церемонии открытия новой аэродинамической трубы шведского авиационного института, а в октябре 1955 года состоялся первый полет самолета SAAB J-35. Второй экземпляр опытного самолета испытывался в марте, третий — в июне

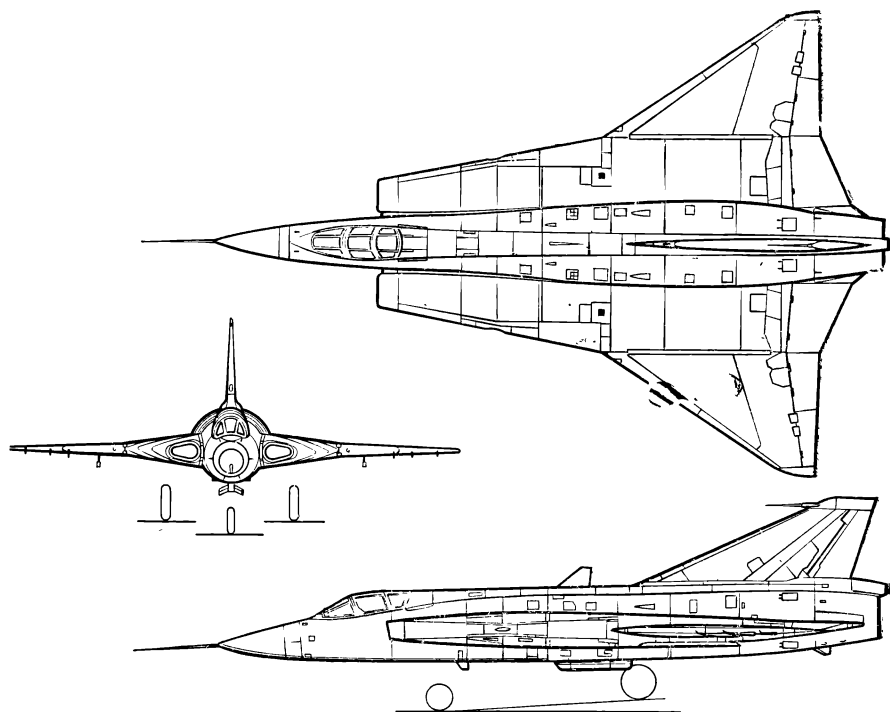


Рис. 69. Одноместный самолет с ТРД J-35 «Дракен» (Швеция)

1956 года. Вскоре на этих самолетах была превышена скорость звука без использования дожигания в двигателе, а затем на высоте 1100 м достигнута скорость полета 1480 км/ч, что соответствовало числу $M=1,4$ (рис. 69).

В феврале 1958 года был испытан головной экземпляр серийного самолета SAAB J-35A «Дракен». Аэродинамическая компоновка крыла этого самолета была такая же, как и у SAAB J-210, только стреловидность консолей увеличена до 57° . На первых экземплярах самолетов консоли имели снизу по три перегородки, расположенные по полету. На последующих экземплярах такие же перегородки были еще и сверху. Вдоль всей задней кромки крыла располагались закрылки. На консолях эти закрылки работали как элевоны и по размаху крыла они делились на две части. Элевоны снабжались внутренней аэродинамической компенсацией, при этом крайняя их часть имела еще и весовую балансировку. Закрылки, размещенные на центроплане, видимо, выполняли роль балансировочных закрылков. Система управления элевонами и рулем направления осуществлялась посредством необратимых бустеров с включенными в нее автоматами усилий, работа которых зависит от скоростного напора и числа M . Управление балансировочными закрыл-

ками, отклоняемыми по мере необходимости, производилось также от бустеров. Среди общего числа выпущенных серийно самолетов кроме SAAB J-35A были и другие модификации, отличавшиеся друг от друга только примененными двигателями, оборудованием кабины экипажа и вооружением, при этом основные конструктивные элементы оставались неизменными.

Самолеты SAAB J-35 приняты на вооружение не только в ВВС Швеции, но и в ВВС других скандинавских стран (например, в Дании и в Финляндии).

В середине мая 1972 года эскадрилья из десяти самолетов SAAB J-35 под командованием полковника С. Улссона посетила Советский Союз с дружественным визитом.

Дальнейшее развитие схемы

Примерно к 1960 году в ряде стран (во Франции, Англии, Швеции и США) аппараты, выполненные по схеме «бесхвостка», прочно заняли свое место в общем самолетном парке военных самолетов, особенно сверхзвуковых. Вполне естественно поэтому, что, когда в начале 60-х годов встал вопрос о создании сверхзвукового пассажирского авиалайнера, конструкторы снова обратились к этой схеме. К концу 70-х годов в мире из-за высокой стоимости горючего спрос на сверхзвуковые авиaperевозки резко упал. Для ликвидации роста напряженности в работе аэропортов возникла необходимость в авиалайнерах на 300—400 пассажиров, рассчитанных на околозвуковые скорости полета. Актуальным стал вопрос о создании наиболее вместительного авиалайнера с размещением пассажиров и грузов по возможности в фюзеляже, с малой массой конструкции и высоким аэродинамическим качеством на режиме полета с околозвуковыми скоростями. Оказалось, что и для такого рода самолетов схема «летающее крыло» может дать определенные экономические преимущества. Кроме того, из-за отсутствия горизонтального оперения и хвостовой части фюзеляжа применение схемы «бесхвостка» позволяет снизить стоимость постройки и эксплуатации самолетов спортивного класса, а также планеров. Все перечисленные выше обстоятельства являются причиной повышенного интереса в течение последних двадцати лет к схеме «бесхвостка» как в транспортной, так и в спортивной авиации.

Обгоняя время. В 1964 году наша авиапромышленность начала работу по созданию сверхзвукового авиалайнера Ту-144. Уже в 1965 году его модель с размахом крыла около двух метров демонстрировалась в Парижском аэросалоне. В те годы одновременно с проектированием самолета Ту-144 конструкторское бюро, возглавлявшееся А. Н. Туполевым, совместно с конструкторским бюро, руководимым А. И. Микояном, работали над созданием сверхзвукового экспериментального одноместного самолета-аналога Ту-144

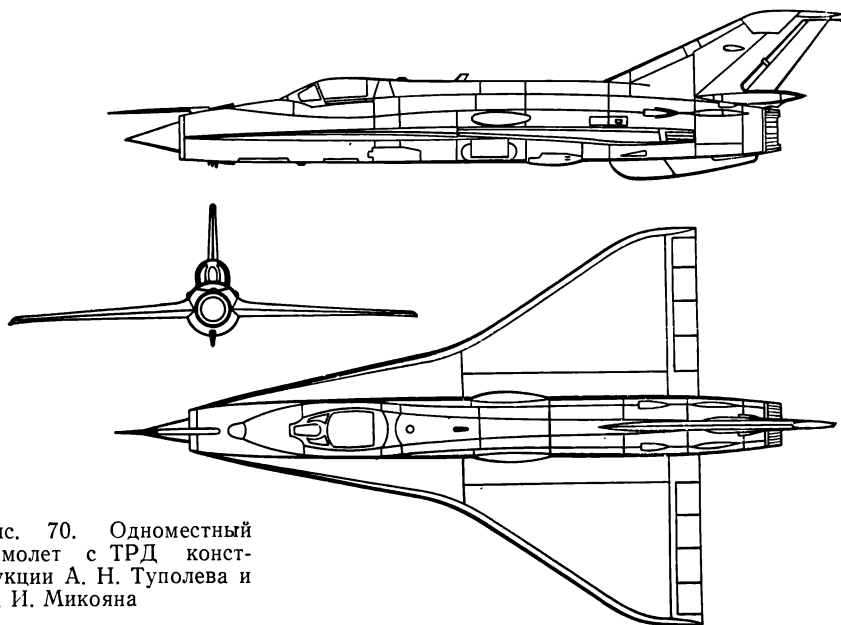


Рис. 70. Одноместный самолет с ТРД конструкции А. Н. Туполева и А. И. Микояна

(рис. 70) для проверки на нем пилотажных характеристик будущего сверхзвукового авиалайнера.

В основу самолета-аналога была положена конструкция истребителя МиГ-21. Горизонтальное оперение у этого самолета было устранено, длина фюзеляжа — укорочена на 0,75 м, размах крыла — увеличен на 60%, при этом форма крыла его в плане была выполнена такой же, как у самолета Ту-144. В 1967 году самолет-аналог был успешно облетан до скорости полета 2500 км/ч. На основе изучения результатов его летных испытаний выявились аэродинамические особенности крыла, примененного на полноразмерном пассажирском самолете Ту-144, рассчитанном на сверхзвуковые скорости полета. Первый его полет был осуществлен 31 декабря 1968 года под управлением летчика Э. В. Еяна; 5 июня 1969 года самолет достиг скорости, превышающей число $M=1,0$ на высоте 11 000 м, а 26 мая 1970 года превысил скорость $M=2,0$ на высоте 16 300 м. До осени 1970 года первый опытный экземпляр налетал около 100 ч и показал максимальную скорость 2430 км/ч на высоте 16 900 м.

Самолет Ту-144 впервые демонстрировался 21 мая 1970 года в аэропорту «Шереметьево». Вскоре после этого первый экземпляр самолета Ту-144 был передан на пробную эксплуатацию в Аэрофлот. В течение 1971 года на этом самолете был совершен ряд скоростных рейсов между Москвой и столицами социалистических государств — Прагой, Берлином, Варшавой и Софией. В частности, полет из Софии в Москву занял всего 71 мин, из них 53 мин самолет

Ту-144 летел со скоростью 2300 км/ч. До апреля 1972 года на первом опытном экземпляре самолета Ту-144 был осуществлен общий налет 200 ч за 150 полетов, причем половина летных часов приходилась на режим сверхзвуковой скорости.

Самолет Ту-144 (см. рис. 2) представлял собой цельнометаллический низкоплан, выполненный по схеме «бесхвостка», с четырьмя турбореактивными двигателями, размещенными под крылом, с вертикальным оперением, расположенным по продольной оси самолета, и трехколесным убирающимся шасси с носовым колесом. Крылу была придана форма в плане с переменным по размаху углом стреловидности. У корня крыла этот угол примерно равнялся 76° , а по концам крыла — 57° . Крыло такой формы как бы состояло из двух треугольников. Один из этих треугольников (широкий) размещался в хвостовой части крыла. Он был наиболее выгоден на дозвуковых скоростях полета. Второй треугольник (узкий) выдвигался вперед. Узкий передний треугольник наилучшим образом работал на сверхзвуковых скоростях полета. Такая форма крыла способствовала наименьшему смещению по хорде крыла его фокуса при переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полета. При этом взаимодействие частей крыла между собой происходило следующим образом. На режиме дозвуковых скоростей полета, когда основную роль при создании подъемной силы играл широкий треугольник, положение фокуса определялось только этой частью крыла. После перехода на режим сверхзвуковых скоростей полета в образовании прироста подъемной силы большую роль играл узкий передний треугольник. По этим причинам общее смещение фокуса при переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым у крыла самолета Ту-144 оказывалось наименьшим.

Идея такого крыла, как известно, была впервые предложена и проверена на планере при малых скоростях полета еще Б. И. Черановским в конце 40-х годов. Лишь в моменту, когда создание турбореактивных двигателей сделало возможным полет авиалайнера на сверхзвуковой скорости, форма крыла с переменным по размаху стреловидностью стала актуальной и была применена на самолете.

Кроме того, крылу самолета Ту-144 была придана крутка в двух направлениях — как в продольном, так и в поперечном. Этим достигалось наилучшее обтекание поверхности крыла набегающим потоком воздуха. Такая крутка крыла также содействовала улучшению продольной балансировки на расчетном режиме полета. Крыло — многолонжеронное; оно имело работающую мощную обшивку, состоявшую из сплошных фрезерованных плит, выполненных из алюминиевых сплавов. Нервюры — сплошные, из того же материала. При сборке крыла была применена сварка. По всей задней кромке крыла располагались элевоны. Элевоны состояли из четырех секций на каждом полукрыле, выполненных с применением титановых сплавов. Каждая из секций приводилась в действие двумя необратимыми бустерами, которые могли работать как совместно, так и раздельно. Руль направления также отклонялся при

помощи необратимых бустеров и состоял из двух не зависящих друг от друга секций. Центральная часть крыла выполнялась из титановых сплавов. Фюзеляж был круглого сечения.

Самолет вмещал 120 человек. В нем было три салона: передний первого класса на 11 кресел и два туристских салона по пять кресел в ряд; в одном салоне — шесть рядов кресел, а в другом — пятнадцать. Было четыре туалета, два гардероба, одна кухня и два места для стюардесс. В хвостовой части фюзеляжа размещалось багажное отделение объемом 20 м³. Высота пассажирского салона была 1930 мм. Кабина пилотов была трехместная: два передних кресла занимали первый и второй пилоты, а за ними было место бортинженера. Кабина экипажа была оборудована самой современной аппаратурой. Весьма совершенный автопилот и бортовая электронно-вычислительная машина автоматически поддерживали заданный курс. Летчики могли видеть на экране, где находится в данный момент самолет, сколько километров пути осталось до места назначения. Посадка осуществлялась также автоматически.

Характерной особенностью самолета Ту-144 являлась опускающаяся хорошо остекленная носовая часть фюзеляжа перед пилотской кабиной, чем обеспечивался хороший обзор на больших взлетно-посадочных углах атаки, характерных для крыла малого удлинения. Опускание и подъем носовой части фюзеляжа осуществлялись посредством гидравлики. Эта опускающаяся носовая часть не была связана с герметичной кабиной экипажа, и благодаря специальному устройству обеспечивалось сохранение гладкости обшивки в местах сочленения подвижной части с остальной поверхностью фюзеляжа. Шасси было трехопорное, многоколесное, убирающееся. Каждая из основных опор шасси имела по три пары колес и убиралась вперед, в крыло. Передняя опора со спаренными колесами убиралась вперед.

Четыре двигателя с тягой по 200 кН размещались под крылом близко друг от друга. Каждый двигатель имел свой воздухозаборник, причем два соседних воздухозаборника были объединены в общий блок. В переднюю часть фюзеляжа в пространство между такими двумя блоками убиралась передняя тележка шасси. Основным объемом топлива располагался в крыльевых баках, однако в хвостовой части фюзеляжа также был размещен дополнительный балансирующий бак. Он использовался для перекачки в него топлива из основных баков при переходе от дозвуковой скорости к сверхзвуковой для смещения центра масс назад и соблюдения таким образом постоянного запаса продольной устойчивости на всем диапазоне летных режимов.

В 1972 году началось серийное изготовление самолета Ту-144. Головной серийный экземпляр этого самолета существенно отличался от первого опытного экземпляра. Его фюзеляж был длиннее на 5,7 м, что дало возможность увеличить число пассажиров на 20 человек. Форма крыла в плане несколько изменилась. Вместо плавного перехода из основного треугольника в носовой наплыв переход был сделан угловатым. Кроме того, была

придана более интенсивная коническая крутка всей крыльевой поверхности. Каждая пара воздухозаборников была раздвинута так, что нижняя часть фюзеляжа от них освободилась. При этом основные опоры самолета разместились снизу воздухозаборников. Уборка основных опор, которые имели теперь по четыре сдвоенные тележки, происходила с двойным поворотом. Они укладывались в пространство между каналами спаренных воздухозаборников. Дополнительным отличием серийного образца самолета Ту-144 от первого опытного являлось еще и то, что перед пилотской кабиной разместились носовые крылышки, которые убирались в фюзеляж в полете и выдвигались на взлетно-посадочных режимах. При хорде крылышек 9% полного размаха их площадь была невелика, однако мощная механизация крылышек, состоявшая из двухзвеньевых закрылка и двойного предкрылка, позволяла создать значительный кабрирующий момент, при котором можно было отклонять элевоны задней кромкой книзу на угол, достаточный для некоторого снижения скорости при посадке.

Первый полет на авиалинии серийного самолета Ту-144 был осуществлен 20 сентября 1972 года, когда на трассе Москва — Ташкент им было показано рекордно малое время полета — 1 ч 50 мин.

В ноябре 1974 года на одном из серийных самолетов Ту-144 был выполнен перелет по маршруту Москва — Баку — Ташкент — Баку — Москва под управлением летчика И. К. Ведерникова. Участок Москва — Баку (2500 км) был пройден за 1ч 20 мин, а участок Баку — Ташкент (1700 км) — за 1ч 10 мин. В марте 1975 года открылась скоростная авиалиния Москва — Алма-Ата. Время полета самолета Ту-144 в один конец на этой линии составляло 1ч 55 мин. В октябре 1975 года начались регулярные товарные перевозки на этой линии. По май 1975 года самолетом Ту-144 было выполнено в общей сложности 1000 полетов. С 11 ноября 1977 года началось регулярное пассажирское сообщение между Москвой и Алма-Атой. В 1980 году самолет Ту-144 совершал беспосадочные рейсы Москва — Хабаровск и Хабаровск — Москва. При этом самолет обгонял время. Например, вылетев из Хабаровска в 3 часа ночи самолет Ту-144 прилетал в Москву в 23 часа предыдущего дня.

Через три месяца после первого полета сверхзвукового авиалайнера Ту-144 отправился в свой первый полет во Франции франко-английский сверхзвуковой пассажирский самолет, выполненный по схеме «бесхвостка» — «Конкорд». Его летчиком-испытателем был француз А. Турка. Второй экземпляр этого самолета, построенный в Англии, впервые взлетел в апреле 1969 года. В октябре 1969 года первый экземпляр «Конкорда» достиг скорости звука, а в ноябре 1970 года им была превышена скорость, соответствующая числу $M=2,0$.

Работы по созданию «Конкорда» велись еще в середине 50-х годов. Начиная с 1955 года в Англии, а затем с 1956 года во Франции предварительно прорабатывались схемы пассажирского сверхзвукового самолета с треугольным крылом малого удлинения с углом стреловидности более 60°. С этой целью английской фирмой

«Хендли Пейдж» был построен и испытан в полете экспериментальный одноместный цельнометаллический самолет НР-115, выполненный по схеме «бесхвостка».

Осенью 1962 года английская фирма БАК и французская «Зюд Авиасьон» начали проводить совместную исследовательскую и проектную работу по созданию сверхзвукового пассажирского самолета «Конкорд». Для исследований пилотажных характеристик самолета с крылом малого удлинения со стреловидностью около 65° и оживальной формы в плане фирма БАК переделывает экспериментальный самолет схемы «бесхвостка» Фейри FD-2 под новое крыло. После этих переделок практически новый самолет БАК-221, представляющий собой летающий макет будущего «Конкорда», совершил свой первый полет в мае 1964 года.

При предварительном проектировании «Конкорда» было непосредственно занято 40 000 инженерно-технических работников. В процессе выбора аэродинамической компоновки самолета испытывалось 300 разных моделей в аэродинамических трубах Франции и Англии. На специальных летающих моделях, разгонявшихся посредством трехступенчатого ракетного ускорителя до скоростей, соответствующих числу $M=2,0$, на высотах около 20 000 м исследовались температуры внешней поверхности крыла и фюзеляжа будущего «Конкорда». На наземных стендах и в лабораториях элементы конструкции этого самолета испытывались на функционирование в экстремальных условиях — при предельно высоких и предельно низких температурах, возможных во время эксплуатации. Конструирование и производство «Конкорда» велось одновременно во Франции и в Англии.

Самолет «Конкорд» — низкоплан с крылом оживальной формы в плане с переменным по размаху углом стреловидности, плавно меняющимся от 65° в центроплане до 52° в консольной части. Относительная толщина профиля крыла у корня — 3%, на концах — 2,15%. Вдоль задней кромки крыла размещены элевоны, состоящие из трех секций на полукрыле (рис. 71). Каждая из трех пар элонов управляет с помощью необратимых бустеров, приводимых в действие независимо работающими электрическими и гидравлическими системами. Руль направления состоит из двух секций, каждая из них управляется необратимым бустером аналогичного устройства. Как в системе управления элевонами, так и в системе управления рулем направления имеются автоматы усилий, работающие пропорционально скоростному напору. Гидравлическое питание самолета, которое, в частности, обеспечивает работу системы управления, четырехкратно резервировано. В систему управления элевонами и рулем направления включается автопилот, который помимо действий летчика обеспечивает дополнительное демпфирование колебаний самолета по тангажу, крену и рысканию.

Топливные баки размещены в крыле, в середине фюзеляжа под пассажирской кабиной и в хвостовой части фюзеляжа — под килем. Передние крыльевые баки, размещенные в носке крыла, и хвостовой бак являются балансирующими. Именно в них перекачивается

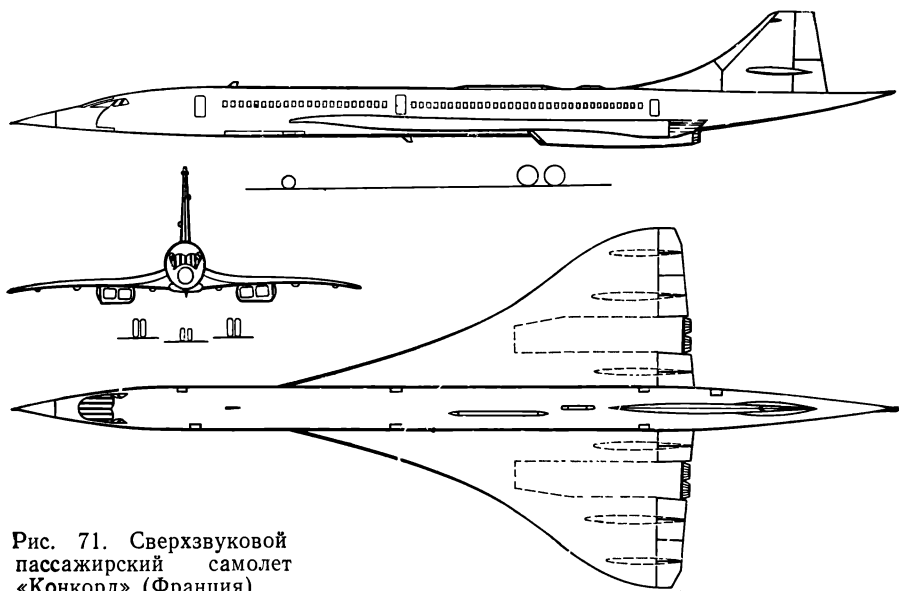


Рис. 71. Сверхзвуковой пассажирский самолет «Конкорд» (Франция)

топливо, если возникает необходимость искусственно сместить центр масс самолета вперед (на дозвуковых скоростях полета) или назад (на сверхзвуковых скоростях полета) для соблюдения на всех режимах полета постоянной небольшой степени продольной статической устойчивости.

Серийный образец «Конкорда» имеет некоторые конструктивные отличия от опытных экземпляров.

Проведенные модификации позволили увеличить дальность полета, например, при платной нагрузке 10 000 кг с 6300 км до 6600 км. Впервые «Конкорд» (второй экземпляр) осуществил трансатлантический перелет из Парижа в Вашингтон за 3 ч 33 мин. В декабре 1973 года совершил полет головной экземпляр серийного «Конкорда».

В 1976 году началась эксплуатация «Конкорда» на регулярных авиалиниях: Париж — Рио-де-Жанейро, Лондон — Бахрейн, Париж — Каракас; Париж — Вашингтон и Лондон — Вашингтон. В конце 1976 года «Конкорд» вышел на авиалинии Париж — Нью-Йорк и Лондон — Нью-Йорк. К концу 1978 года девять экземпляров «Конкорда», находящихся в эксплуатации на авиалиниях, совершили в общей сложности 4561 регулярный полет. К этому же времени на самолетах «Конкорд» всего было перевезено 234 763 пассажира. Таким образом, в среднем приходится на один рейс 51 пассажир. При вместимости «Конкорда» 128 человек это давало 40% платной загрузки на один рейс, что свидетельствовало о нерентабельности «Конкорда», которая объяснялась высокой стоимостью билета. Например, на рейс Париж — Рио-де-Жанейро

билет стоил 12 850 франков. Из-за нерентабельности-эксплуатации на этой линии «Конкорд» в 1982 году был снят.

Кроме того, существенным эксплуатационным недостатком «Конкорда» является меньшая техническая надежность по сравнению с дозвуковыми авиалайнерами. Так, например, у самолетов «Конкорд» за время их эксплуатации выявилось, что среднее число отказов систем составило 1000 отказов на 1000 ч налета, в то время как у дозвукового авиалайнера Боинг 747 на 1000 часов налета было всего 300 отказов. Это связано с большей сложностью систем, составляющих комплекс оборудования «Конкорда», по сравнению с Боингом 747. Вместе с тем «Конкорд» имеет и эксплуатационное преимущество перед дозвуковыми пассажирскими самолетами. Оно заключается в меньшей изменчивости летно-эксплуатационных характеристик, чем у дозвуковых авиалайнеров. У «Конкорда» эксплуатационная высота полета примерно в полтора раза больше — 15—18 км. На таких высотах существенно меньше скорости струйных течений воздуха, т. е. скорости ветра. А на высотах 10—11 км, являющихся для дозвуковых пассажирских самолетов наиболее выгодными, скорости ветра оказываются наибольшими. Вследствие меньшего ветра изменения по маршруту как расхода топлива, так и рейсового времени у «Конкорда» всегда меньше, чем у любого дозвукового авиалайнера. Высокая стоимость билета на «Конкорд» в большой степени объясняется энергетическим кризисом и возросшей стоимостью топлива, которого особенно много расходуется при эксплуатации сверхзвукового самолета на скоростях полета, в два раза превосходящих скорость звука.

Некоторые пассажирские рейсы «Конкорда» дают существенное сокращение времени. Так, например, из Сиднея в Лос-Анджелес пассажир летит на дозвуковом авиалайнере 15 ч 15 мин, а на «Конкорде» время полета сокращается до 9 ч 15 мин.

Таким образом, мы видим, что схема самолета типа «бесхвостка» оказалась целесообразной для использования на пассажирских авиалайнерах. Правда, высокая стоимость горючего в настоящее время не позволяет рентабельно их эксплуатировать, однако это не умаляет технических достоинств этой схемы самолета.

На околозвуковых скоростях. В настоящее время из-за высокой стоимости топлива оказывается более экономичным осуществлять массовые перевозки пассажиров и особенно транспортировать грузы на околозвуковых скоростях полета, т. е. при числе $M=0,8\ldots 0,85$. В связи с этим были проведены исследования применения «летающее крыло» для пассажирских самолетов с турбореактивными двигателями, рассчитанных на полет при этих скоростях. Результаты проработок показали, что «стрельчатый аэробус» (рис. 72) с крылом малого удлинения (1,44), рассчитанный на 154 пассажира и предназначенный для работы на авиалиниях коротких дистанций (до 800 км), может на 20% снизить стоимость прямых расходов на эксплуатацию по сравнению с самолетом обычной схемы такой же грузоподъемности. Благодаря отсутствию хвостовой части фюзеляжа, горизонтального оперения и системы механизации крыла существенно сократилась масса конструкции самолета и стоимость его изготовления. Масса конструкции составляет всего 21,5% полной стартовой массы.

Расчетно-конструкторский анализ преимуществ схемы самолета «летающее крыло» с грузами, распределенными вдоль размаха, показал, что для перевоз-

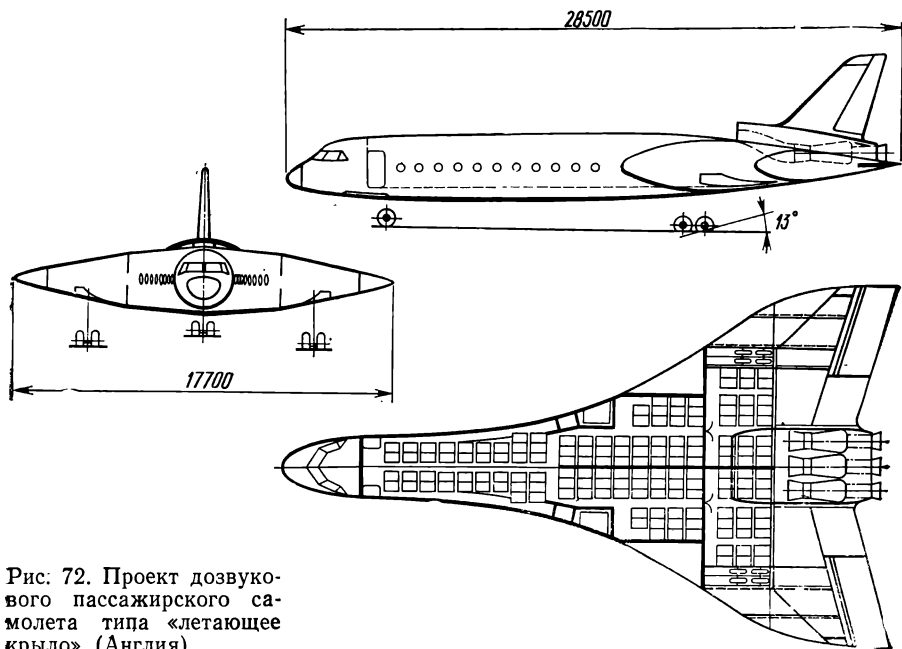


Рис. 72. Проект дозвукового пассажирского самолета типа «летающее крыло» (Англия)

мого груза порядка 250 т эффективность самолета, выполненного по схеме «летающее крыло», в 1,87 раза выше эффективности самолета обычной схемы*. Проект одного из таких самолетов приведен на рис. 73. Это — гигантское «летающее крыло» с концевыми двойными закрылками, которые увеличивают аэродинамическое качество, а также служат для путевого управления. Вдоль всей задней кромки крыла размещены рулевые закрылки, разделенные по размаху крыла на 36 секций. Управление ими осуществляется тридцатью шестью необратимыми гидравлическими бустерами, причем эти бустеры работают от восьми независимых гидросистем. Таким образом, система управления оказывается достаточно надежной.

Характерной особенностью этого проекта является то, что взлетно-посадочные углы атаки не могут превосходить 0° . Для того чтобы избежать задевания концами крыла за землю, потребовалось бы применить чрезмерно длинные опоры шасси, которые нельзя выполнить конструктивно. Для повышения $c_{y_{max}}$ на взлете и при посадке на угле атаки 0° используются рулевые закрылки, опускающиеся на 45° задней кромкой книзу. Они размещены в центральной части крыла. В систему управления введено программное устройство, обеспечивающее увеличение угла тангажа непосредственно после отрыва самолета от взлетной полосы, что достигается новым положением закрылков. При этом удовлетворяются требования к взлетной дистанции. Шасси — многоколесное, убирающееся. Оно состоит из двадцати четырех опор, таких же, как передняя опора у шасси современного тяжелого транспортного самолета.

Экипаж этого «летающего крыла» будет состоять лишь из двух летчиков. Большое число пилотажных и навигационных операций должно быть автоматизировано. Расчетная дальность полета гигантского «летающего крыла» — 6680 км при скорости полета, соответствующей числу $M=0,8$, взлетной массе 1282 т и полезной нагрузке 635 т.

* Под эффективностью в данном случае понимается часовая производительность в тонна-километрах, отнесенная к массе пустого аппарата в тоннах.

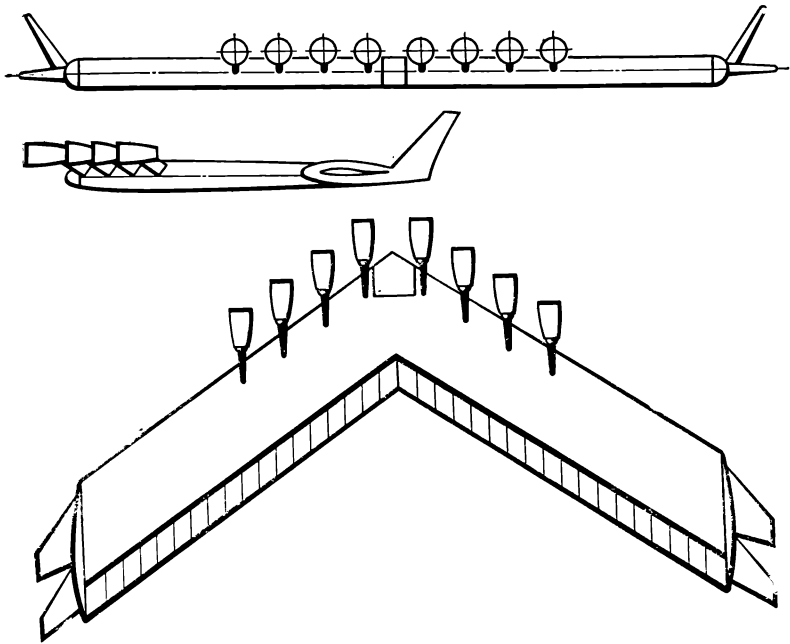


Рис. 73. Проект сверхтяжелого грузового самолета типа «летающее крыло» (США)

Одним из важных показателей эффективности всякого грузового самолета является отношение платной нагрузки к массе снаряженного самолета *. Для сверхтяжелого самолета обычной схемы это соотношение в 2,5 раза меньше, чем у «летающего крыла». Таким образом, расчеты показывают, что схема «летающее крыло» может дать ощутимые преимущества и для скоростных сверхтяжелых транспортных самолетов-грузовозов.

Для воздушного спорта. Простота конструкции летательного аппарата, выполненного по схеме «бесхвостка», привлекает в последнее время многих конструкторов спортивных самолетов и планеров. В 1958 году известный французский конструктор планеров и самолетов схемы «бесхвостка» Ш. Фовель совместно с канадским строителем сверхлегких самолетов Ж. Жэкменом создают проект одноместного спортивного самолета этой схемы с прямым крылом — AV-60 под поршневой двигатель воздушного охлаждения 33 кВт (45 л. с.), вращающий тянущий винт (рис. 74). Этот самолет — низкоплан смешанной конструкции. Его первый экземпляр был построен в 1967 году Л. Вольфом в Хьюстоне (штат Техас) и с большим успехом демонстрировался в полете на слете любителей сверхлегкого самолетостроения. Кроме того, по этому же проекту наиболее простого по конструкции одноместного самолета с полетной массой до 500 кг.

Планером типа «бесхвостка» с прямым нестреловидным крылом заинтересовался любитель парящего полета из США Д. Марскэ. В 1957 году он строит свой первый одноместный планер этой схемы XM-1 с размахом крыла 11,6 м, с постоянной шириной по размаху. В 1959 году Д. Марскэ модифицирует планер. На этом планере был совершен ряд успешных полетов. В 1969 году Д. Мар-

* Масса снаряженного самолета складывается из массы конструкции, массы силовой установки и массы несъемного оборудования.

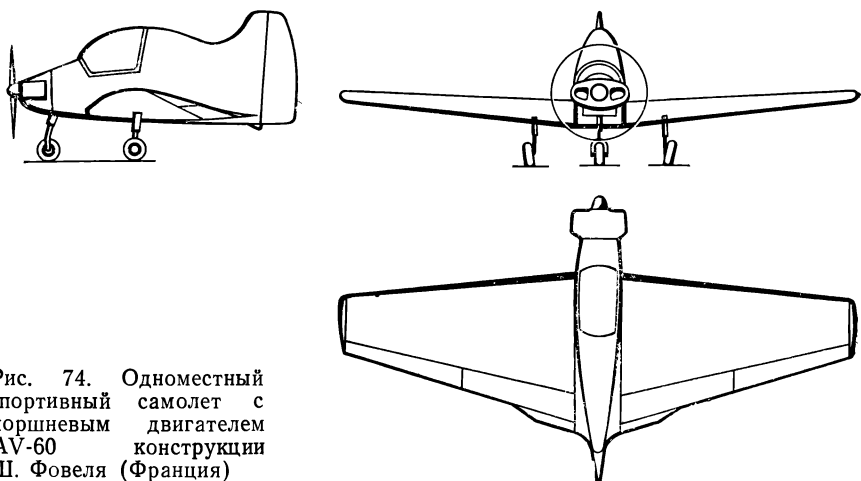


Рис. 74. Одноместный спортивный самолет с поршневым двигателем AV-60 конструкции Ш. Фовеля (Франция)

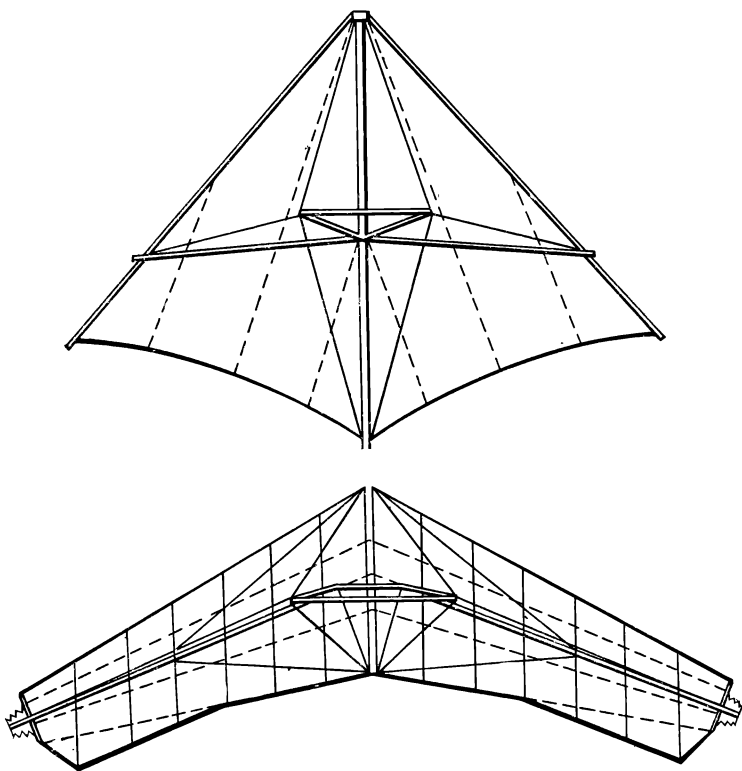


Рис. 75. Вид сверху на дельтапланы с разными удлинениями крыла

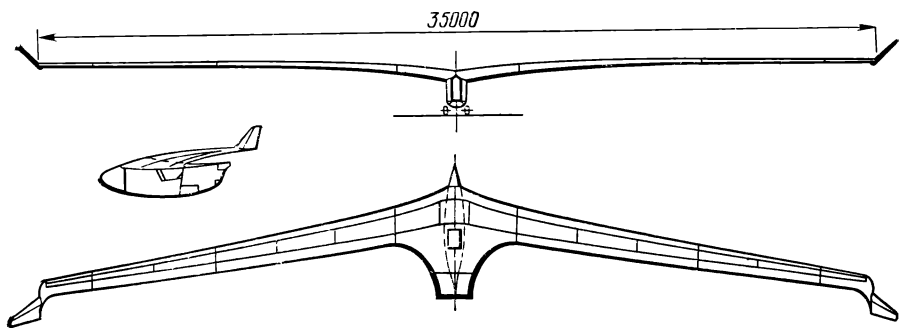


Рис. 76. Проект перспективного рекордного планера типа «бесхвостка»

скэ строит свой второй планер — легкий паритель «Пионер-1А». Этот аппарат имел также нестреловидное крыло, но с сужением, равным 2, с размахом 14,03 м, удлинением 10,8 и однокилевым вертикальным оперением в хвостовой части фюзеляжа. В 1972 году Э. Херберт (США) строит по чертежам Д. Марксэ легкий паритель «Пионер-1В», имеющий ту же схему, что и «Пионер-1А». Все планеры Д. Марксэ — смешанной конструкции. Фюзеляж — сварной (из стальных труб) с обшивкой из стеклопластика. Крыло и вертикальное оперение — деревянные с полотняной обшивкой. Компановка кабины летчика у планера «Пионер-1А» обеспечивает отличный обзор во все стороны. Опыт длительной летной эксплуатации этого легкого парителя показал, что он имеет вполне удовлетворительные летные и пилотажные качества как при буксировке на скоростях около 120 км/ч, так и в парящем полете.

Последние годы ряд конструкторов работают над усовершенствованием простейшего аппарата, выполненного по схеме «бесхвостка», — балансирующего планера типа дельтаплана. Основным конструктивным параметром, определяющим его летные характеристики, в частности величину наибольшего аэродинамического качества, является удлинение крыла. У первых образцов дельтапланов, эксплуатирующихся с 1965 года, удлинение было около 2. В соответствии с этим удлинением наибольшее аэродинамическое качество всего аппарата было не больше 3. Конструкторы дельтапланов пошли по пути увеличения удлинения крыла посредством уменьшения хорды в центральной части крыла и увеличения размаха, не нарушая основного конструктивного принципа дельтаплана — применения гибкой матерчатой обшивки. У последних усовершенствованных дельтапланов удлинение увеличилось до 6 (рис. 75). При этом аэродинамическое качество возросло до 10, т. е. увеличилось более чем в 3 раза по сравнению с первыми образцами дельтапланов.

Таким образом, на основе дальнейшего усовершенствования схемы дельтаплана, выполненного по схеме «бесхвостка», стали возможными продолжительные парящие полеты и полеты по заданному маршруту. В последние годы конструкторы планеров считают возможным использование схемы «бесхвостка» со стреловидностью 25°. В проекте такого планера с размахом крыла 38 м предусмотрено применение высокопрочных перспективных композиционных материалов. Его расчетное максимальное аэродинамическое качество может составлять величину порядка 65 (рис. 76). Характерной особенностью планера является прозрачная обшивка центроплана и фюзеляжа, обеспечивающая летчику хороший обзор.

Как видно из приведенных материалов, схемы «бесхвостка» и «летающее крыло» являются перспективными для целого ряда типов самолетов и планеров. Конструктивные и летно-эксплуатационные преимущества этих схем могут проявляться в широком диапа-

зоне их использования — от спортивных одноместных планеров-дельтапланов до сверхзвуковых авиалайнеров и скоростных сверхтяжелых грузовозов.

Однако при создании самолета или планера по схеме «бесхвостка» требуется проводить большое количество сложных проектных изысканий и экспериментальных исследований, касающихся продольной и боковой устойчивости и управляемости. В частности, наиболее важным в этом отношении является вопрос обеспечения требуемого размещения центра масс по хорде крыла, при котором сохраняется нормальная предельная устойчивость и управляемость. У летательных аппаратов, выполненных по схеме «бесхвостка», этот диапазон в долях хорды крыла значительно меньше, чем у самолета обычной схемы. Самым действенным способом устранения этого недостатка является использование у «бесхвостки» треугольной формы крыла в плане малого удлинения. Подобное крыло имеет большую хорду, а значит, большую абсолютную величину допустимого диапазона размещения центра масс. Поэтому наилучшими по характеристикам продольной устойчивости и управляемости являются «бесхвостки» с крылом именно такой формы в плане.

Важным фактором обеспечения удовлетворительной боковой устойчивости является эффективность вертикального оперения. Оно, как известно, определяется, в первую очередь, степенью изменения боковой аэродинамической силы, действующей на вертикальное оперение при изменении угла скольжения аппарата. Наиболее эффективным вертикальным оперением у «бесхвостки» является такое, которое размещается по продольной оси самолета за центром его масс (на значительном расстоянии от центра масс). Эта схема вертикального оперения наиболее распространена на современных самолетах типа «бесхвостка».

Кроме того, для обеспечения продольной и боковой устойчивости современного самолета, выполненного по схеме «бесхвостка», широко применяются автоматы в системе управления. Такие автоматы, например демпферы тангажа и рыскания, помимо действия летчика обеспечивают требуемые углы отклонения закрылков — рулей высоты, элевонов и руля направления. Эти отклонения рулевых поверхностей осуществляются специальными приводами, работающими от датчиков, которые воспринимают угловые скорости, действующие на самолет в полете. Наличие таких автоматов позволяет существенно улучшить характеристики устойчивости и управляемости самолетов-«бесхвосток».

Таким образом, создание самолета и планера схемы «бесхвостка» с удовлетворительными характеристиками устойчивости и управляемости является достаточно сложным делом.

При разработке новых образцов аппаратов, выполненных по данной схеме, естественно, учитывался многолетний опыт всех предыдущих практических работ по созданию самолетов и планеров схемы «бесхвостка». Весьма значителен вклад в этот опыт советских авиаконструкторов, обеспечивших приоритет нашей страны по основным характерным и принципиально важным конструк-

тивными особенностям «бесхвосток» и «летающих крыльев».

Как известно, именно в России в конце прошлого века были впервые наглядно показаны на летающих моделях изобретателями В. В. Котовым (1895 год) и С. С. Неждановским (1899 год) возможности обеспечения устойчивости и балансировки планера без горизонтального оперения, т. е. выполненного по схеме «бесхвостка».

Начиная с 1923 года Б. И. Черановский впервые проектирует, строит и успешно испытывает планеры типа «летающее крыло». В 1926 году он на самолете БИЧ-3 впервые отработывает схему самолета типа «бесхвостка» с центрально размещенным вертикальным оперением. Такая схема в дальнейшем становится основной у самолетов этого типа как с поршневыми двигателями с тянущим винтом, так и с турбореактивными двигателями. По этой схеме советский авиаконструктор В. А. Чижевский в 1937 году создает самолет БОК-5, на котором впервые на «бесхвостке» отлично выполнялся весь комплекс фигур высшего пилотажа. На опыте эксплуатации самолета БОК-5 убедительно подтвердилась целесообразность схемы самолета «бесхвостка» с центрально размещенным вертикальным оперением и тянущим винтом.

Б. И. Черановский, построив в 1929 году планер БИЧ-8, впервые применил на этой «бесхвостке» треугольное в плане крыло. После успешного испытания С. П. Королевым планера БИЧ-8 такая же форма крыла в плане применяется и на последующем моторпланере БИЧ-11, предназначавшемся для использования в качестве ракетоплана конструкции С. П. Королева. С тех пор треугольная форма крыла стала широко распространенной на бесхвостовых самолетах.

Советским авиаконструкторам принадлежит также приоритет и в использовании крыла малого удлинения с большой стреловидностью на самолетах типа «бесхвостка». Еще в 1937 году за много лет до освоения сверхзвуковых скоростей полета первым самолетом с крылом такого типа была «Стрела» конструкции А. С. Москалева. На нем впервые детально обследовались пилотажные характеристики самолета с крылом принципиальной новой формы в плане.

В 1948 году Б. И. Черановский впервые успешно применил и отработал в полете на планере Че-22, являющемся прототипом будущего скоростного самолета с ТРД, важную конструктивную особенность стреловидного крыла малого удлинения — изменение стреловидности вдоль его размаха. В дальнейшем крыло с изменяющейся по размаху стреловидностью неоднократно применялось на скоростных самолетах типа «бесхвостка».

Нашей стране принадлежит приоритет также и в создании сверхзвукового авиалайнера, выполненного по схеме «бесхвостка». Таким авиалайнером явился Ту-144, осуществивший первый полет в конце 1968 года. При его создании коллективом, возглавлявшимся А. Н. Туполевым, были использованы все последние достижения авиационной науки и техники, а также учтен богатый опыт по освоению схемы самолета этого типа.

Советские авиаконструкторы первыми создали самолет-«бесхвостку» с крылом обратной стреловидности.

В конце 30-х годов при проектировании бомбардировщика ДБ-ЛК, конструкторским коллективом, возглавлявшимся В. Н. Беляевым, была впервые отработана и успешно применена на самолете аэродинамическая компоновка «бесхвостки» с крылом обратной стреловидности. В настоящее время многие самолетостроители используют такое крыло. Его преимущества были выявлены В. Н. Беляевым еще в 30-х годах при исследованиях схемы самолета ДБ-ЛК.

Исследования В. Н. Беляевым аэродинамических свойств крыла с обратной стреловидностью на экспериментальных одно- и двухместном планерах-«бесхвостках», предшествовавших созданию самолета ДБ-ЛК, существенно повлияли в дальнейшем и на развитие планеров обычной схемы. В середине 30-х годов крыло с обратной стреловидностью с успехом использовалось на двухместных планерах обычной схемы конструкции В. И. Емельянова — на КИМ-2, «Стахановце», а в последующие годы и на многих других. Дальнейшим развитием «бесхвостки» Беляева явились оригинальные по схеме тренировочные планеры-«бесхвостки» конструкции М. А. Кузакова. Они были недорогими в постройке и эксплуатации, имели хорошие летные и пилотажные характеристики. Один из них, планер МАК-15, строившийся в середине 50-х годов серийно, долгое время успешно эксплуатировался.

Таким образом, мы видим, что советские авиаконструкторы, работавшие над созданием самолетов и планеров типа «бесхвостка» и «летающее крыло», первыми решали основные вопросы, определившие целесообразное развитие этих схем.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Данные некоторых самолетов типа «бесхвостка»

Год создания	Конструктор или фирма	Название или марка	Тип силовой установки	N , кВт, P_0 , кН	l , м	m_0 , кг	m_0/S , кг/м ²	V_{\max} , км/ч
1897	К. Адер	«Авион»	ПАР	2× 14,7	16	400	7,2	—
1906	Х. Элахаммер	«Элахаммер-2»	ПД	13,2	9,3	180	4,85	65
1910	Д. Данн	D-5	ПД	44	14,0	700	14,3	85
1926	Б. И. Черановский	БИЧ-3	ПД	13,2	9,5	230	12	80
1931	А. Сольденхофф	D-2156	ПД	29,4	10	540	31	160
1932	Б. И. Черановский	БИЧ-7А	ПД	73,5	12,5	886	30	165
1931	А. Липпиш	«Дельта-1»	ПД	26,4	13	520	21	155
1933	Р. Хоффман	«Эруп»	ПД	29,4	6,7	350	18	155
1934	П. Г. Бенинг	ХАИ-4	ПД	73,5	12,0	850	40	180
1935	Б. И. Черановский	БИЧ-14	ПД	2× 73,5	16,2	1900	31,6	220
1935	Ш. Фовель	AV-10	ПД	55	10	545	30	165
1936	А. А. Лазарев	ХАИ-3	ПД	73,5	22,4	2250	29	130
1936	К. А. Калинин	K-12	ПД	2× 352	21,0	4200	58	220
1937	В. А. Чижевский	БОК-5	ПД	73,5	9,9	764	34	174
1937	В. Ватерман	«Эрроубил»	ПД	73,5	11,2	1170	48	185
1937	А. С. Москалев	«Стрела»	ПД	103	3,5	650	48,5	310
1938	Б. И. Черановский	БИЧ-20	ПД	13,2	6,9	287	32	140
1940	Б. И. Черановский	БИЧ-21	ПД	162	6,75	643	71,5	320
1940	В. Н. Беляев	ДБ-ЛК	ПД	2× 700	21,6	9285	163	488
1947	Д. Нортроп	YB-49	ТРД	8× 18,7	52,4	96800	260	835
1947	Де Хевилленд	DH-108	ТРД	17	11,9	4200	156	974
1948	«Чанс Воут»	«Катлэс» F7V-1	ТРД	2× 27,7	11,8	9600	208	1130
1951	«Дуглас»	«FHD-1 Скай-рей»	ТРД	52,6	10,2	9100	175	1211
1952	«Авро»	«Вулкан I»	ТРД	4×43	30,2	68 000	310	1000
1954	«Фэйри»	FD-2	ТРД	45,36	8,2	6100	183	2100
1955	SAAB — Скания	J-35 «Дракен»	ТРД	79	9,4	12600	250	2100
1956	«Конвэр»	«Дельта Дарт» F-106 «Хаслер» B-58	ТРД	110	11,6	13700	220	2400
1956	«Конвэр»		ТРД	4× 70,75	17,3	74000	510	2228
1959	«Дассо»	«Мираж» IV	ТРД	2×68	11,9	33000	420	2300
1964	Ш. Фовель	AV-60	ПД	29,4	7,0	350	32,0	170
1964	«Локхид»	SR-71	ТРД	2× 145	16,9	77000	460	3220
1966	Д. Дайк	JD-2	ПД	132	6,87	862	47,4	306
1968	КБ им. А. Н. Туполева	TU-144	ТРД	4× 200	28,8	180000	411	2500
1969	«Зюд-Авиасьон»	«Конкорд»	ТРД	4× 172,6	25,6	175000	490	2200
1978	«Дассо»	«Мираж» 2000	ТРД	90	9,0	15000	366	2340

Принятые обозначения: ПАР — паровой двигатель; ПД — двигатель внутреннего сгорания; N , кВт — мощность двигателя; P_0 — тяга двигателя; l — размах крыла; m_0 — масса аппарата; m_0/S — нагрузка на крыло; V_{\max} — наибольшая скорость.

Данные некоторых планеров типа «бесхвостка»

Название или марка	Конструктор или фирма	Год создания	l , м	λ	m_0/S , кг/м ²	K_{max}	Число членов экипажа
«Панонна»	Ф. Велс	1906	12	4,5	6	—	1
БИЧ-2	Б. И. Черановский	1924	10,0	4,5	6,3	14	1
БИЧ-4	Б. И. Черановский	1925	11,4	6,5	6,8	16	1
БИЧ-8	Б. И. Черановский	1929	10,8	8,3	9,3	17	1
БИЧ-11	Б. И. Черановский	1932	11,0	7,3	11,1	17,0	1
БИЧ-12	Б. И. Черановский	1932	14,2	10	9,0	19,0	1
БИЧ-13	Б. И. Черановский	1933	14,3	10,2	8,8	20	1
ЛАК-1	И. К. Костенко, Б. В. Раушенбах	1933	13,8	13,4	13,2	19,0	1
AV-3	Ш. Фовель	1933	12,9	8,3	9,0	21,0	1
«П. П. Постышев»	П. Г. Бенинг	1934	10,9	5,3	14,6		2
ЦАГИ-2	В. Н. Беляев	1934	14,8	11,9	16,5	18,0	1
ЦАГИ-1	А. А. Сеньков	1934	12,0	8,0	14,6	17,2	1
БП-3	В. Н. Беляев	1936	20,0	16,6	18,3	27,5	2
Но-III	В. Хортен и Р. Хортен	1938	20,0	11	8,7	28,0	1
DM-1	А. Липпиш	1945	5,9	1,8	28		1
Че-22	Б. И. Черановский	1948	7,5	4	16	15,6	1
AV-36	Ш. Фовель	1953	11,95	10	15,8	24,1	1
«Пушинка»	В. П. Пушкин	1970	10,0	6,8	11,3	22	1
AV-361	Ш. Фовель	1974	13,4	12,3	25,0	28,0	1

Принятые обозначения: l — размах крыла; λ — удлинение крыла; m_0/S — нагрузка на крыло; K_{max} — наибольшее качество планирования.

СОДЕРЖАНИЕ

	<i>стр.</i>
ВВЕДЕНИЕ	3
ПЕРВЫЕ ШАГИ	19
ПЕРВЫЕ ДОСТИЖЕНИЯ	30
БЫСТРЕЕ ЗВУКА	62
ДАЛЬНЕЙШЕЕ РАЗВИТИЕ СХЕМЫ	84
ПРИЛОЖЕНИЕ	99

Игорь Константинович Костенко

ЛЕТАЮЩИЕ КРЫЛЬЯ

Редактор **Н. В. Корженевская**
Художественный редактор **В. В. Лебедев**
Технические редакторы **Л. П. Гордеева, Л. А. Макарова**
Корректоры **А. П. Сизова и А. М. Усачева**

ИБ № 2527

Сдано в набор 23.10.84. Подписано в печать 08.01.85. Т-01708. Формат 60×90^{1/16}. Бумага типографская № 3. Гарнитура литературная. Печать высокая. Усл. печ. л. 6,5. Усл. кр.-отт. 6,875. Уч.-изд. л. 7,21. Тираж 10 000 экз. Заказ 989 Цена 20 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение»
107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли,
101898, Москва, Центр, Хохловский пер., 7

УВАЖАЕМЫЕ ЧИТАТЕЛИ!

Издательство «Машиностроение» в 1985 году выпустит следующие книги по летательным аппаратам:

Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. 20 л.

Приведены аэродинамические характеристики профилей, крыльев, фюзеляжей и других элементов ЛА для различных режимов полета. Даны формулы для приближенных расчетов аэродинамических характеристик. Рассмотрены вопросы аэродинамической интерференции между некоторыми частями ЛА.

Для инженерно-технических работников, занимающихся аэродинамикой и компоновкой летательных аппаратов.

Решетчатые крылья/С. М. Белоцерковский, Л. А. Одновол, Ю. З. Сафин и др.; Под общ. ред. С. М. Белоцерковского. 19 л.

Впервые изложены результаты теоретических и экспериментальных исследований аэродинамических, прочностных и технологических характеристик решетчатых крыльев, а также особенности их применения в реальных конструкциях.

Для инженерно-технических работников, занимающихся самолетостроением, ракетостроением и судостроением.

Лампер Р. Е. Введение в теорию нелинейных колебаний авиаконструкций. 7 л.

Рассмотрены характерные задачи нелинейных колебаний авиаконструкций: колебания элементов обшивки, управляемого стабилизатора, стойки, шасси, плохообтекаемой части летательного аппарата. Расчетные модели проанализированы качественными методами на фазовой плоскости и аналитическими методами. Рассмотрены нелинейные эффекты, типичные для авиаконструкций.

Для научных работников авиационной промышленности и смежных отраслей техники.

Проблемы надежности летательных аппаратов: Сб. статей, Под ред. И. Ф. Образцова, А. С. Вольмира. 20 л.— (Надежность и качество).

Рассмотрены теория надежности летательных аппаратов (ЛА) и проблемы ее повышения путем совершенствования испытаний ЛА, влияние точности навигации и маневрирования на надежность авиационной техники. Подробно освещены проблемы надежности, относящиеся к прочности и устойчивости конструкций.

Для научных работников, занимающихся вопросами надежности летательных аппаратов.

Бойцов Б. В. Прогнозирование долговечности напряженных конструкций: Комплексное исследование шасси самолета. 15 л.— (Надежность и качество).

Изложен инженерный метод комплексной статистической оценки надежности и долговечности шасси самолета. Показано влияние конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов на долговечность, надежность и живучесть элементов шасси. Проанализированы отказы шасси самолетов и выявлены их характерные виды. Предложены методы оценки живучести элементов авиационных конструкций.

Для инженерно-технических работников проектно-конструкторских и научно-исследовательских организаций авиационной промышленности.

Бабушкин А. И. Методы сборки самолетных конструкций, 18 л.

Рассмотрены вопросы проектирования технологических процессов, средств оснащения производства при различных способах базирования деталей при сборке изделий. Изложена методика пользования математическими зависимостями для расчетов ожидаемых точностных параметров сборки. Приведена классификация видов базирования, описаны типовые технологические процессы. Дан анализ экономической целесообразности применения различных методов сборки.

Для инженеров-технологов и конструкторов самолетостроительных предприятий.

20 коп.