

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СОЮЗА ССР

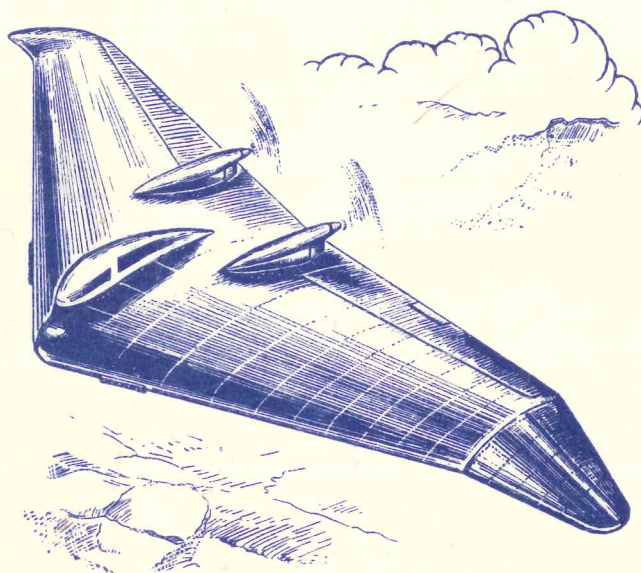
БЮРО НОВОЙ ТЕХНИКИ

563

БЕСХВОСТЫЕ САМОЛЕТЫ

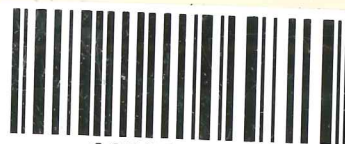
(СБОРНИК ПЕРЕВОДОВ)

ПОД РЕДАКЦИЕЙ
И. К. КОСТЕНКО



ИЗДАТЕЛЬСТВО ВНТ
1946

РАБОТА ВЫПОЛНЕНА
ИНФОРМАЦИОННЫМ ОТДЕЛОМ БНТ



2000001943

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Предисловие	1
Часть I. Исторический обзор	5—39
Часть II. Продольная устойчивость бесхвостого самолета	40—55
Часть III. Боковая устойчивость	55—71
Часть IV. Управляемость бесхвостого самолета	72—98



49-7673



249
563

БЕСХВОСТЫЕ САМОЛЕТЫ

СБОРНИК ПЕРЕВОДОВ

Под редакцией И. К. КОСТЕНКО

ПРЕДИСЛОВИЕ

В настоящем сборнике вниманию читателей предлагается перевод статей А. Р. Вейля о бесхвостых самолетах, печатавшихся в журнале „Aircraft Engineering“ за 1944—1945 гг. Факт опубликования в одном из основных авиационных журналов ряда статей по этому вопросу свидетельствует о растущем интересе к схеме бесхвостого самолета за рубежом. Интерес этот объясняется тем, что на больших скоростях полета у самолетов обычной схемы возникает ряд дефектов в отношении продольной устойчивости и управляемости, которые не проявляются у бесхвостого самолета. Кроме того, схема „летающее крыло“ сулит улучшение летных данных для самолетов большого тоннажа.

Опубликованные статьи Вейля делятся на четыре части.

В первой части автор дает очерк истории развития бесхвостых самолетов и планеров. Вторая и третья части посвящены продольной и боковой устойчивости бесхвостых самолетов. И, наконец, четвертая часть посвящена управляемости самолетов этого типа. При описании работы ряда исследователей и конструкторов бесхвостых самолетов автор пользовался в качестве источников исключительно статьями и сообщениями, опубликованными в печати, и отчетами исследовательских институтов.

Однако, как справедливо утверждает сам Вейль, в печатных статьях редко дается подробная и объективная оценка летных особенностей опытных самолетов. Поэтому не следует полностью доверять той части работы, где говорится о летных испытаниях бесхвосток. Необходимо отметить, что Вейль, видимо, из-за плохой информации почти не осветил работ наших конструкторов бесхвостых самолетов, за исключением первых конструкций Черановского и самолетов Харьковского авиационного института. Да и то, что сообщается у Вейля о самолетах Черановского и ХАИ, в значительной мере не соответствует действительности. В некоторой части редактор попытался с помощью примечаний восполнить этот пробел. Вейль не упомянул в статьях о работах некоторых зарубежных конструкторов бесхвостых самолетов, как, например, о работе англичанина Греньера, американца Вальдо Уотермана, об интересной конструкции биплана фирмы Кертисс.

Разбирая особенности продольной и боковой устойчивости бесхвостого самолета, Вейль излагает основные принципы продольной статической устойчивости и балансировки самолетов этой схемы и затем останавливается на особенностях их динамической устойчивости. В отношении статической продольной устойчивости автором допущена некоторая методическая погрешность: упоминая о влиянии на продольную устойчивость S-образности профиля, отрицательной закрутки и положения рулевых закрылков, Вейль утверждает, что опускание рулевых закрылков книзу, т. е. фактически уменьшение S-образности профиля или уменьшение отрицательной закрутки, приводит к потере продольной устойчивости самолета. Это, разумеется, неверно. Форма средней линии профиля, так

же как и закрутка г комбинации со стреловидностью, влияет не на устойчивость, а на балансировку самолета. На продольную же устойчивость оказывает влияние в основном лишь положение центра тяжести самолета относительно его фокуса.

Вследствие такой методической путаницы между устойчивостью и балансировкой автор не дает четкого ответа на вопрос: чем же все-таки обеспечивается у бесхвостого самолета продольная устойчивость и чем обеспечивается балансировка?

Решение этого вопроса имеет большое практическое значение для конструкторов.

В отношении динамической устойчивости автор пускается в пространные рассуждения и берет на себя смелость делать практические выводы из этих рассуждений, не проделав при этом ни одного расчета возмущенного движения самолета и не проиллюстрировав свою мысль результатами летных экспериментов.

Выводы относительно продольной динамической устойчивости, которые делает автор на основании проведенного им поверхностного анализа, оказываются диаметрально противоположными тем выводам, которые напрашиваются сами собой после того, как проделаны подробные расчеты возмущенного движения (см. примечания). Не исключена возможность, что подобного же рода несоответствия допущены автором и при оценке боковой устойчивости.

Таким образом, к выводам автора по динамической устойчивости не следует относиться, как к чему-то абсолютно правильному и не требующему уточнения. То же можно сказать и в отношении оценки Вейлем боковой управляемости. Автор, например, без единого расчета и не давая объективной и детальной оценки летных испытаний ряда бесхвостых самолетов, вдруг уверенно делает вывод, что центральный руль поворота является менее приемлемым для любых бесхвостых самолетов, чем система тормозных рулей, расположенных по концам крыла.

Однако, несмотря на указанные дефекты, статьи Вейля представляют значительный интерес в силу того, что в них систематически собрано большое количество материала по бесхвостым самолетам. Кроме того, Вейлем проведена разумная классификация по аэродинамической схеме как самих бесхвостых самолетов, так и систем управления, применяемых на самолетах этой схемы. Такая классификация дает возможность быстро ориентироваться в данном вопросе и поможет проведению дальнейшей работы по усовершенствованию бесхвостых самолетов.

Не подлежит сомнению, что известный интерес, несмотря на отмеченные недостатки, представляют статьи Вейля о продольной и боковой устойчивости, поскольку они являются первой попыткой всестороннего анализа и обобщения аэродинамических особенностей бесхвостого самолета. Очень ценна собранная автором подробная библиография статей и патентов.

Как в нашей, так и в зарубежной печати в период 1932—1940 гг. появлялись неоднократно „всеобъемлющие“ статьи по бесхвостым самолетам. Однако статьи А. Р. Вейля являются безусловно наиболее полным и систематическим анализом всего материала по этому вопросу.

ИСТОРИЧЕСКИЙ ОБЗОР¹

За последние 40 лет разработано, сконструировано, построено и испытано в полете большое количество экспериментальных самолетов, которые в противоположность установившейся практике не имеют позади или впереди крыла каких-либо стабилизирующих поверхностей или поверхностей управления. Подобные самолеты считались обычно досужей фантазией конструктора. Молодое поколение склонно было видеть в этой необычной схеме конечный результат развития авиации, в то время как более старые и опытные специалисты видели в них лишь напрасное воплощение бесполезной идеи. Так как ранние опыты с бесхвостыми самолетами малоизвестны, забыты или неправильно понимаются, то обзор (к сожалению, неполный из-за отсутствия достаточного количества материалов) технических достижений в этой области может способствовать лучшей оценке самолетов типа „летающее крыло“.

Подобное изучение старого материала может также выявить забытые пути, в направлении которых должны проводиться будущие исследования и эксперименты для выработки новых и наиболее целесообразных способов разрешения проблемы.

Заря авиации

Птицы имеют хвост. Поэтому конструкции Леонардо да Винчи и Джорджа Кейли имели хвостовое оперение. Если изобретатели более раннего периода не применяли таких стабилизирующих устройств, то это является доказательством того, что они не давали себе ясного отчета в том, что самолет должен быть устойчив и управляем. Подобные схемы бесхвостых самолетов для нас интереса не представляют. К счастью для конструкторов этих летательных аппаратов, ни один из них не был подвергнут летным испытаниям. Тем не менее два из этих „доисторических проектов“ заслуживают внимания по той причине, что в них предвосхищены технические особенности, которые считаются достижениями современной авиации. Первый из них разработан англичанином, имя которого не упоминается ни в одной истории авиации.

21 мая 1870 г. Ричард Харт (Кенсингтон, графство Миддлсекс) обратился к королеве с ходатайством выдать ему патент на изобретение „усовершенствованного аппарата для воздушных сообщений“. В описании этого патента (№ 1469; 1870 г.) рассматривается бесхвостый моноплан, обладающий следующими особенностями:

1. Органы управления в виде закрылков выполняющие функции современных рулей высоты и элеронов (т. е. одновременное и дифференцированное управление).

2. Продольная балансировка, достигаемая перемещением тяжести.

3. Толкающий винт изменяемого шага с автоматическим управлением.

4. Шасси с колесами тандем.

5. Была предусмотрена продольная балансировка при разбеге и уничтожение влияния момента, вызываемого тягой винта.

6. Складывающееся свободнонесущее крыло.

7. Система управления со стержнями, работающими на кручение.

8. Было предусмотрено специальное маневрирование для обеспечения посадки: полет заканчивался планированием по кругу, которое затем переходило в выравнивание.

9. Возможность регулировки продольной балансировки при взлете и посадке посредством поворота оси винта.

10. Уничтожение реакции вращающегося винта посредством дифференциального отклонения закрылков.

11. Применение элеронов вместо руля направления для полета по кругу.

Харт, о работе которого имеется мало сведений, может быть назван изобретателем бесхвостого самолета, так как большинство вышеуказанных особенностей является в настоящее время непреходящей принадлежностью современной схемы бесхвостого самолета и самолета типа „летающее крыло“. Идеи Харта были слишком передовыми для своего времени, поэтому они не оказали большого влияния на развитие авиации.

В 1870 г. Альфонс Пено доказал значение стабилизатора для продольной устойчивости и балансировки и приобрел известность, как создатель типа „Пено“, т. е. обычного самолета со стабилизатором, не обладающим подъемной силой.

Однако его необходимо упомянуть и в историческом обзоре развития бесхвостого самолета в связи с его монопланом типа „летающее крыло“, на который им совместно с Полем Гошо был получен во Франции патент за № 111574 от 18 февраля 1876 г. Этот проект бесхвостого моноплана обладает следующими особенностями, присущими также и современным самолетам типа „летающее крыло“:

1. Расчаленное или свободнонесущее трапецевидное крыло без стреловидности в плане с отрицательной закруткой, поперечным V и отогнутыми вверх концами крыльев.

2. Крыло с S-образным профилем (частично или по всему размаху) для продольной устойчивости.

3. Размах крыла больше длины самолета.

4. Центр тяжести расположен на 20% хорды крыла, считая от передней кромки (т. е. впереди аэродинамического фокуса).

5. Работающая обшивка (деревянная или металлическая, с внутренними расчалками или без них).

¹ „Aircraft Engineering“, 1944, December, v. 16, № 190, p. 340; 1945, January, v. 17, № 191, p. 8; 1945, February, v. 17, № 192, p. 41.

6. Применение обтекаемых проволок в качестве наружных расчалок.

7. Два тянущих винта противоположного вращения, расположенных по бортам фюзеляжа.

8. Из соображений устойчивости и продольной балансировки оси винтов проходят под крылом, причем линия тяги проходит через точку приложения результирующей лобового сопротивления и центр тяжести.

9. Металлические винты изменяемого шага с установкой во флюгерное положение. Взлет облегчается предварительной раскруткой винтов и установкой их на положительный шаг (принцип „прыгающего“ автожира).

10. Двигатели внутреннего сгорания, работающие на жидком топливе (бензине), доступные в полете.

11. Водонепроницаемый фюзеляж или гондола, служащая также корпусом летающей лодки. Предусмотрена возможность посадки „на брюхо“ с убраннным шасси.

12. Закрытая кабина с современным фонарем для летчика.

13. Полностью убирающееся шасси назад и вверх. Два носовых и два основных колеса. Передние колеса ориентирующиеся. Колеса — дисковые и установлены на шнуровых резиновых амортизаторах, работающих на растяжение, или на пневматических амортизаторах.

14. Управление двумя рулями (руль высоты и руль направления) осуществляется отклонением одной ручки (от себя и на себя для руля высоты и поворот для руля направления).

15. Управление направлением полета осуществляется с помощью вертикального оперения (киль и руль поворота) или плоскостными тормозами на концах крыла.

16. Были предусмотрены устройства для автоматического сохранения заданной высоты полета и для осуществления посадки. Кроме того, было предусмотрено автоматическое управление направлением полета с помощью магнитной стрелки, которая использовалась в качестве указателя.

17. Были предусмотрены следующие навигационные приборы: визуальный указатель высоты, расположенный впереди летчика, спиртовой указатель тангажа, альтиметр, механический лот-альтиметр для посадки, указатель скорости, авиагоризонт и, наконец, указатель давления под крылом.

Расчетный вес этого удивительного самолета „летающее крыло“ при полной нагрузке из двух человек был 1 200 кг и скорость 90 км/час при мощности 20—30 л. с. Однако этот самолет Пено и Гошо

остался лишь проектом и не был построен. Идея его оказалась слишком передовой для своего времени, и в 1880 г. разочарованный Пено кончил жизнь самоубийством.

Значительно менее передовым по идее был бесхвостый самолет Клемента Адера, которым он занимался в период в 1886 по 1897 г. Эксперименты, проведенные Адером, были недостаточны для того, чтоб он мог прийти к каким-либо выводам относительно устойчивости и управления. Он, по всей вероятности, никогда не достиг того, что было известно Пено. Крылья самолетов Адера и их органы управления были разработаны на основе исследований, проведенных Ж. С. Помпейе-ном Пиро, который, интересуясь полетом с помощью машущих крыльев, рекомендовал крылья летучей мыши в качестве идеальных крыльев для полета (фиг. 1).

Лионенталь начал свою практическую деятельность в 1870 г. с бесхвостых планеров. Однако он вскоре убедился в необходимости применения стабилизатора. Первые планеры Фербера (1899—1900) также не имели хвостового оперения. Впоследствии они были оборудованы стабилизаторами, но рули направления остались на концах крыла подобно тому, как это имеет место на большинстве современных самолетов типа „летающее крыло“. В 1905—1906 гг. Баден-Поуэлл производил эксперименты с бесхвостым монопланом и планерами-бипланами.

Бесхвостый моноплан Вуйа 1906 г. оказался неудачным, так как в основу его конструкции было положено низкое расположение центра тяжести под крылом (фиг. 2).

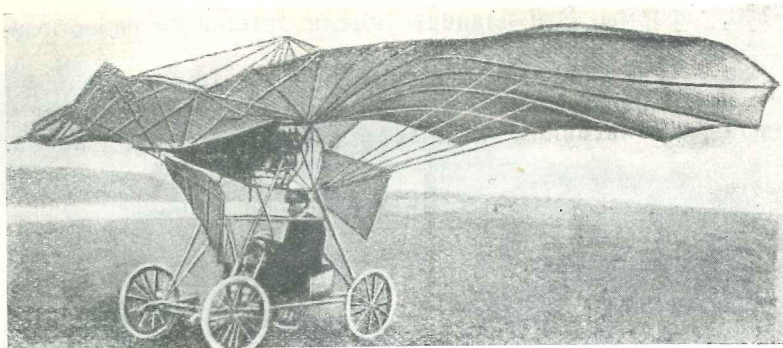
Более усовершенствованными, но также неудачными по конструкции были бесхвостые самолеты Пембертон-Биллинга (1906—1908 гг.). Они были снабжены органами управления, расположенными сразу же за задней кромкой крыла, современным трехколесным шасси и толкающим винтом. В соответствии с терминологией, принятой Хиллом, впредь будем называть подвижные части крыла, расположенные как элероны и имеющие их форму, но служащие одновременно элеронами и рулями высоты, — „контроллерами“.

Идея применения таких контроллеров возникла в 1870 г. и была предложена в патенте англичанина Ричарда Харта. С конструкцией Пембертон-Биллинга сходен бесхвостый моноплан Стекеля (Франция) с высокорасположенным крылом. Он был оборудован мотором в 12 л. с., установленным впереди летчика. Мотор приводил в действие два толкающих винта. Были предусмотрены два больших контроллера. Испытания, проведенные в Исси-ле-Мулино в 1909 г., не дали хороших результатов.

12 сентября 1906 г. был совершен первый свободный полет в Европе (или по крайней мере один из двух „первых полетов“) на бесхвостом самолете (фиг. 3). Датчанин Хансен Эллеммер совершил на своем биплане полет на уединенном острове Линдхольм. Этот самолет представлял собой биплан с высокорасположенным крылом и тянущим винтом, обладавший



Фиг. 1. Самолет Клемента Адера



Фиг. 2. Моноплан Вуйа 1906 г.

своеобразным автоматическим продольным управлением, при котором тело летчика служило маятником, действовавшим совместно с рулем высоты на нижнем крыле (английский патент № 7377, 1906 г.).

Автоматическое управление посредством маятника является, конечно, неудовлетворительным для самолета. На своих последних самолетах Элехаммер должен был отказаться от этого способа управления и применил обычное управление типа Пено. Однако его первоначальный способ решения проблемы бесхвостого самолета представляет интерес в том отношении, что он является первой и единственной серьезной попыткой достижения устойчивости в полете аэродинамически неустойчивой системы крыльев посредством автоматического управления.

Все другие экспериментаторы в области бесхвостого самолета избрали путь собственной устойчивости, т. е. выбора системы крыльев, обладающих аэродинамическими характеристиками, обеспечивающими устойчивость в полете без искусственных средств.

Джозе Вейсс

Один из первых экспериментаторов в области самолета с собственной устойчивостью и основателем этого направления в английской авиации был Джозе Вейсс — француз по происхождению, но работавший в Англии. Вейсс также создал летающее крыло в 1890 г.; он проектировал бесхвостые планеры со свободонесущим крылом.

Хотя его упорная работа никогда не была связана с постройкой самолета, способного поднять человека, — он продолжал конструировать летающие модели вплоть до 1912 г. Этот упорный исследователь парящего полета птиц оказал влияние



Фиг. 3. Первый свободный полет Элехаммера в Европе на острове Линдхольм 12 сентября 1906 г.

на многие удачные конструкции самолетов, обладающих собственной устойчивостью, появившиеся в Англии и других странах.

Высокоплан Вейсса постройки 1908 — 1909 гг. имел свободонесущее крыло серповидной формы с органами управления, включенными в контур крыла, и закрытую кабину (фиг. 4).

В вырезах крыльев с обеих сторон гондолы были расположены два винта противоположного вращения, с приводом от центрального двигателя. Часть крыла за винтами представляла собой поверхность управления.

Органы управления находились в потоке винта. Этот интересный самолет рассматривается в английском патенте № 17150 (август 1907 г.). В этом патенте отмечается также, что концы крыла могут складываться в полете для увеличения скорости (принцип изменяемой площади крыла). Кроме того, свободонесущее крыло может искривляться в полете, и его угол атаки относительно гондолы может быть изменен. Форма крыла описана в английском патенте № 29072 (декабрь 1912 г.).

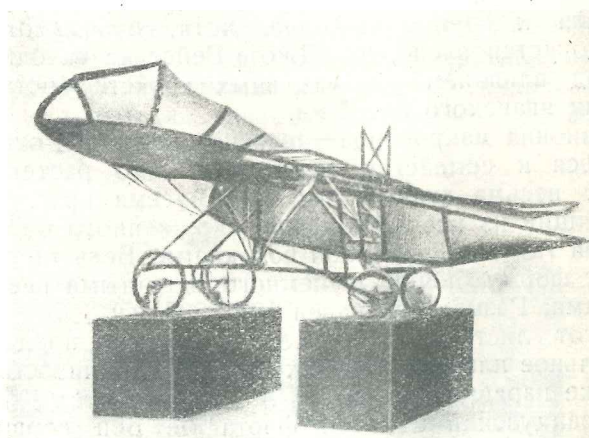
Из этого краткого описания можно заключить, насколько передовыми были идеи Джозе Вейсса для своего времени.

Необходимо отметить следующие достижения Джозе Вейсса в области бесхвостого самолета:

1. Параболическая форма крыла в плане, которая приобрела значение для бесхвостых самолетов гораздо позднее, была впервые рассмотрена Джозе Вейссом и А. Кейтом (см. описание английского патента № 29072, 1912 г.).

Вейсс утверждал, что параболическая форма обеспечивает минимальное лобовое сопротивление, а, следовательно, максимальную эффективность. Он считал также, что верхний и нижний контуры профилей должны быть образованы параболическими дугами.

2. В 1908 г. Вейсс предложил регулировать продольную балансировку самолета независимо от управления, путем изменения закрутки концов



Фиг. 4. Моноплан Вейсс — Хендли-Пэйдж на авиационной выставке в Олимпии в 1909 г.

крыла (см. описание английского патента № 17150, 1908 г., стр. 6, строка 50—53).

3. В 1908 г. Вейсс предложил складывать или выпускать концы крыла с целью изменения площади крыла (описание английского патента № 17150, 1908 г.).

4. В 1908 г. Вейсс предложил использовать отклонение органов управления как аэродинамический тормоз и как средство, облегчающее посадку (описание английского патента № 17150, 1908 г.).

В патенте Вейсса за 1908 г. нет упоминания о руле высоты, согласно этому патенту продольное управление должно осуществляться посредством перемещения центра тяжести (передвижения сиденья летчика). Так как его система крыльев обладает собственной устойчивостью, то этот метод приемлем (в известных пределах). Предусмотренные органы управления служат лишь для поперечного управления и управления курсом.

Гордон Ингланд в 1908 г. совершил на бесхвостом планере Вейсса полет на расстояние примерно 2,4 км (1,5 мили) с горы Амберлей (Суссекс); этот полет считался рекордным в течение многих лет. Примерно через год Гордон Ингланд оборудовал этот планер мотором ENV в 35 л. с. и хвостовым оперением. Принцип бесхвостого самолета был отброшен, и все следующие самолеты Вейсса имели нормальную схему. Сохранилась лишь серповидная форма крыла со значительной отрицательной закруткой концов.

Монопланы и бипланы Хендли-Пейдж, обладающие естественной устойчивостью, выпущенные до 1914 г., обязаны своими исключительными летными характеристиками аналогичным, хотя несколько менее ярко выраженным конструктивным особенностям этих крыльев. Биплан Хендли-Пейдж этого типа летал однажды в начале 1914 г. со стабилизатором без полотняной обшивки, что подтвердило возможность осуществления бесхвостого самолета с самоустойчивой системой крыльев.

Сходным с этой системой крыльев было крыло А. А. Холла „Алула“, которым занималась фирма Блэкберн в 1920—1922 гг.

С точки зрения аэродинамики крыло Вейсса и крылья упомянутых последователей Вейсса можно отнести к группе Цанонии, хотя, повидимому, твердо установлено, что Джозе Вейсс не находился под влиянием удивительных свойств листка-семена яванского растения.

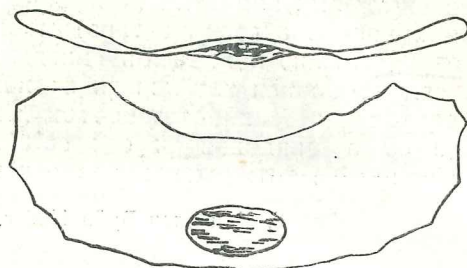
Цанония макрокарпа—яванское растение, относящееся к семейству тыквенных. Это растение имеет весьма любопытный листок-семя (фиг. 5), состоящий из плоского зерна, окруженного очень тонкой тканью, усиленной волокнами. Весь листок имеет форму почки с немного загнутыми вверх концами. Размах его равен 127—203 мм.

Этот листок-семя может совершать продолжительное планирование с хорошей устойчивостью и даже парящие полеты.

Французский капитан флота Ле Бри первый использовал эту естественную форму крыла. В 1867 г. им были проведены эксперименты по планированию с большими крыльями аналогичной

формы. Эти планеры имели крылья со своеобразным искривлением.

В 1889 г. профессор Динглер (Франция) опубликовал трактат относительно летающих растений с описанием летных свойств семени Цанонии.



Фиг. 5. Семя Цанонии макрокарпа; размах примерно 152 мм, максимальная хорда крыла примерно 57 мм, удлинение 2,23, полный вес примерно 56 г

Немного позднее профессор К. Муэлленхофф продемонстрировал такое семя в кругу энтузиастов авиации. Впоследствии профессор Динглер обратил внимание своего друга — школьного учителя из Гамбурга — на свойства этого природного планера. Этот школьный учитель — профессор Ф. Альборн — был замечательным человеком. Он мог бы претендовать на то, чтобы его причислили к пионерам аэродинамики.

Подобно Лилиенталю, он рано начал наблюдать за полетом разных птиц, записывать свои наблюдения и искать объяснения явления парящего полета. Он был, по всей вероятности, первым, кто отметил влияние щели на крыльях птиц в полете.

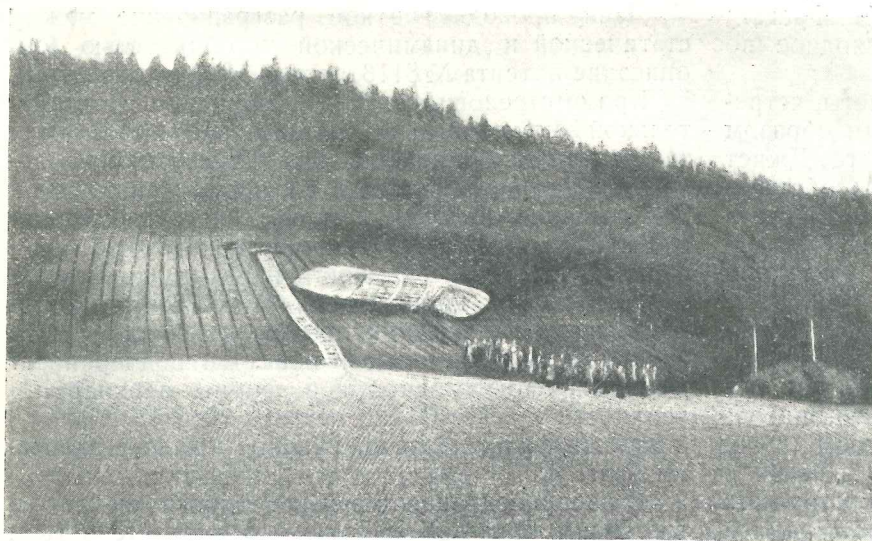
Многочисленные опыты, проведенные в гидроканале, позволили ему глубоко проникнуть в суть явления аэродинамического потока.

Критически следя за работой Отто Лилиенталя, Альборн пришел к выводу, что Лилиенталь пренебрег проблемой устойчивости в полете, преследуя только улучшение дальности полета. Это пренебрежение устойчивостью выразилось в том, что им были выбраны профили с вогнутой нижней поверхностью. В противоположность Лилиенталю, Альборн был сторонником применения профилей с нижней выпуклой поверхностью. Теперь нам известно, что такие профили действительно обладают собственной устойчивостью.

После изучения семени Цанонии Альборн убедился, что крыло самолета должно иметь такую форму. Он изложил эту идею в брошюре „Об устойчивости самолетов“, опубликованной в 1897 г., после гибели Лилиенталя.

В 1904 г. он прочел научный доклад „Явление сопротивления в жидкостях“, в котором подчеркивал, что „летающее семя Цанонии является идеальным примером планирования“.

Эти неоднократные рекомендации яванского растения семейства тыквенных привлекли внимание двух любителей — Игнаца и Иго Этриха — состоятельных моравских промышленников. Они начали экспериментировать со старым планером Лилиенталя. Позднее они изучали способы полета



Фиг. 6. Планер Этриха-Велса в 1906 г. с мешком песка в качестве балласта

летающих собак, но практически эти наблюдения ничего не дали.

Вместе с Альборном они построили бесхвостый планер в форме семени Цанониа. Он представлял собой громоздкую конструкцию из бамбука и полотна с большим количеством расчалок, покоившуюся на шасси в виде салазок (фиг. 6).

В 1906 г. Ф. Велсу, работавшему с Этрихом, удалось осуществить с холма планирующий полет длиной более 228 м (фиг. 7). Этот бесхвостый планер Этриха-Велса не имел органов управления. Летчик находился в стоячем положении и должен был изменять направление полета посредством наклона своего корпуса в ту или иную сторону. Этот планер является первым в истории летательным аппаратом, обладавшим собственной устойчивостью и способным поднимать человека. Запуск производился с небольшой тележки, двигавшейся вниз по уклону по рельсам. Однако этот бесхвостый планер обладал небольшим качеством планирования, что объясняется его плохой аэродинамикой. Попытка превращения его в самолет оказалась безуспешной (фиг. 8). Установка винтов на этом аппарате имеет сходство с вышеуказанным монопланом Вейсса: самолет Этриха был оборудован мотором Антуанетт в 24 л. с., приводив-

шим в действие посредством сложной дифференциальной передачи два винта, расположенные в вырезах крыла с обеих сторон мотогондолы. Идея этого устройства заключалась в устранении руля направления и получении моментов рыскания посредством разности тяг. Самолет этот так и не летал. Испытания показали, что устойчивость его была недостаточна. Установка тянущего винта и модификация самолета типа „утки“ также не дали улучшения.

В результате Иго Этрих отделился от Велса, полностью переконструировал самолет и установил обычное хвостовое оперение.

В 1910 г. появился моноплан „Таубе“, который вскоре стал наиболее распространенным самолетом германской авиации до 1914 г.

Рядом германских и австрийских фирм было построено несколько сот таких самолетов. В 1914 г.

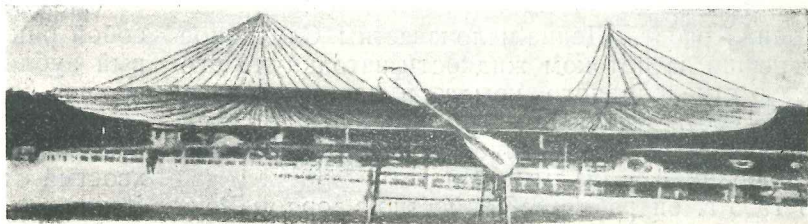
один из таких монопланов „Таубе“, оставленный на аэродроме с мотором, работающим вхолостую, без экипажа на борту и с незакрытым дросселем, совершил самостоятельный взлет, непродолжительный полет и после потери давления в бензобаках — посадку в поле без малейшего повреждения. Основные принципы моноплана Этриха „Таубе“ рассматриваются в описании английского патента № 14204 за 1910 г.

В 1906 г. Джистом, сторонником типа Цанониа, был взят патент на крыло планера, имеющего форму крыла чайки и обладающего собственной устойчивостью (описание английского патента № 22943, 1907 г.). Если крыло типа семени Цанониа не имеет поперечного V (хотя монопланам „Таубе“ давалось небольшое поперечное V), то крыло Джиста выполнено в форме крыла чайки с отогнутыми концами, имеющими отрицательный угол атаки.

Конструкция этого крыла с тонкими дужками и большим количеством расчалок была необычайно громоздка. Однако по форме крыло не уступало крыльям рекордных планеров, а при наличии гондолы обеспечивало минимальное сопротивление от интерференции, помимо хорошей устойчивости. В 1910 г. патент на аналогичное крыло был получен А. В. Вольфмюллером.



Фиг. 7. Планер Этриха в 1906 г., пилотируемый Велсом



Фиг. 8. Самолет Этриха-Велса 1908 г. с мотором Антуанетт в 24 л. с.

Наконец, моноплан де Лессепса „Ла Фрегат“ построенный в 1909 г., имел крыло, сходное по конструкции с крылом Джиста.

В. Джист, проводя планирующие полеты, встретил затруднения с управлением (главным образом из-за деформации крыла). В результате Джист снабдил систему крыльев, обладающую собственной устойчивостью, обычным хвостовым оперением Пено. Ряд таких опытных самолетов был построен и испытан в период до 1914 г. Последние из этих самолетов были испытаны под руководством Германского научно-исследовательского авиационного института и найдены весьма устойчивыми с хорошей управляемостью в отличие от монопланов „Таубе“. Было установлено, что они обладают необыкновенно высоким качеством (чего, несомненно, не доставало монопланам „Таубе“). Война 1914 г. отвлекла внимание от конструкции Джиста, который примерно 10 лет назад вернулся к работе над „летающим крылом“.

Эксперименты Ж. В. Денна

Лейтенант (ныне полковник) Ж. В. Денн является первым экспериментатором, которому удалось претворить в жизнь бесхвостый самолет.

Денн заинтересовался возможностью использования самолета для тактической разведки. Он очень тщательно и методически изучал все проблемы полета и ознакомился с проведенной до него работой. Он имел более ясное представление об устойчивости и управлении, чем большинство других авиаконструкторов того времени.

Денн был знаком со свойствами семени Цанонна и обратил на них внимание примерно 40 лет назад, но он предпочитал сочетать в своих конструкциях значительную стреловидность с отрицательной закруткой, а также с уменьшением кривизны средней линии профиля к концам. Стреловидность была впервые предложена Муйяром за много лет до Денна, но не для устойчивости, а для изменения скорости полета путем перемещения центра тяжести.

Денн, таким образом, впервые применил стреловидность для устойчивости в соединении с отрицательной закруткой, учитывая все недостатки этого способа. Так, например, он даже изыскивал возможность достижения собственной устойчивости посредством небольшой стреловидности; в одном из его патентов за 1909 г. предлагается с этой целью очень небольшое крылышко (стабилизатор и руль высоты), установленное впереди крыла (описание английского патента № 26441, ноябрь 1909 г.), и им был, повидимому, сконструирован аналогичный самолет совместно с профессором Хантингтоном.

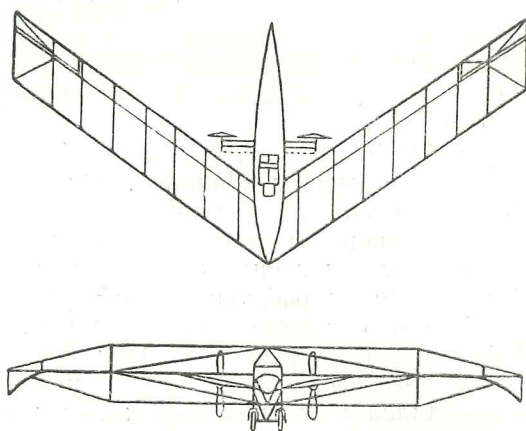
Ранние работы Денна малоизвестны. Случайное наблюдение за потоком жидкости натолкнуло его на идею стреловидного крыла, и первая модель планера соответствующей формы поражала своей устойчивостью. Денн глубоко заинтересовался этой проблемой в 1904 г.

В 1905 г. он работает совместно с лордом Реллеем по вопросам аэродинамики, а также с Х. Г. Уелсом.

Денн проводит четкое разграничение между статической и динамической устойчивостью (см. описание патента № 8118, апрель 1900 г., стр. 8—9).

Кроме стреловидности в комбинации с отрицательной закруткой, в его патенте рассматриваются также профили, имеющие выпуклую нижнюю поверхность (считавшуюся в то время непригодной для создания подъемной силы). Он отказывается от гибкого крыла, так как оно подвержено колебаниям, потере устойчивости и потере подъемной силы. Все это происходило в то время, когда почти все авиаконструкторы были убеждены, что гибкие задние кромки выгодны. Он подчеркивает далее значение гладкости и формы верхней поверхности крыла. В его патенте № 8118 (1909 г.) описывается низкорасположенное крыло с зализанной (фиг. 9).

Вышеприведенное описание одного из патентов Денна является достаточным доказательством того, насколько передовыми были идеи этого пионера авиации.



Фиг. 9. Моноплан Денна (из патента 1909 г.)

В 1907—1908 гг. в Пертшире (Шотландия) были проведены секретные испытания планеров и самолетов Денна по заданию военного министерства. Первый планер потерпел аварию на взлете. Вторым планером был триплан, переданный впоследствии военным министерством профессору Хантингтону, который совершил на нем в 1910 г. непродолжительные полеты в Истчерче. Третий планер (построенный в 1908 г.) был успешно испытан в полете лейтенантом Джиббсом. На четвертом, самом большом планере был установлен мотор. В 1910 г. военное министерство перестало интересоваться этими экспериментами, но для дальнейшей разработки его самолетов в Истчерче был создан синдикат Блэр-Атолл.

Следующий самолет Денна, представляющий собой биплан, был построен фирмой Шорт. Первый публичный полет на самолете Денна был совершен профессором А. К. Хантингтоном (фиг. 10).

В период 1910—1913 гг. в Истчерче под руководством С. Р. Фейри были построены один бесхвостый моноплан и три бесхвостых биплана Денна.

На биплане, построенном в 1910 г., был установлен мотор Грин мощностью 50 л. с. Мотор

был расположен позади летчика в гондоле и приводил в действие с помощью цепной передачи два толкающих винта, установленных на ферме. По патенту Денна (№ 8118, 1909 г.) мотор устанавливался перед летчиком и приводил в действие через длинный вал колеса цепной передачи к винтам.

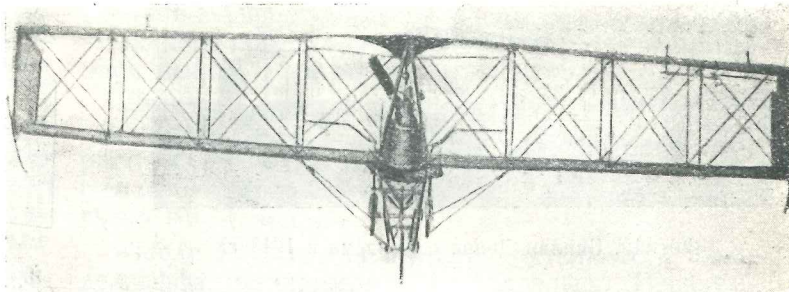
Крылья без выноса и поперечного V со стреловидностью примерно в 30°. Вдоль передней кромки крыла была предусмотрена своего рода щель, на концах крыльев имелись плоскости, служащие килем. Контроллеры, в виде элеронов на задних кромках у концов крыла, служили для продольного управления и для управления курсом, так как руль направления отсутствовал.

Шасси представляло собой довольно сложную громоздкую конструкцию даже для того времени. Два рычага справа и слева от летчика, отклоняющие контроллеры в одном направлении, могли быть закреплены наглухо, положение контроллеров указывалось на шкале. Это доказывает, насколько Денн рассчитывал на собственную устойчивость самолета, так как контроллеры были предусмотрены лишь для изменения траектории полета. Основные особенности этого самолета соответствуют описанию английского патента № 11021 (май 1909 г.).

Этот первый биплан предназначался сначала для участия в состязаниях 1909 г. на „Приз Дейли Мэйль“. Он был доставлен слишком поздно и был найден чрезмерно тяжелым, примерно 816 кг, с мотором сомнительной мощности в 50 л. с. Затем вес был снижен до 770 кг, и в период между осенью 1909 г. и декабрем 1910 г. был совершен ряд полетов на этом самолете.

12 декабря 1910 г. Денн впервые в истории авиации смог продемонстрировать перед комиссией, в которую входили Орвилл Райт и Гриффит Бруэр, продолжительный полет без применения управления. Для доказательства собственной устойчивости самолета Денн должен был сделать записи в полете, требовавшие применения обеих рук. Испытания прошли успешно, несмотря на то, что мотор работал плохо и самолет летал с недостаточной мощностью, находясь при этом близко к потере скорости. Денн доказал, что его цель, заключающаяся в получении летательного аппарата для военных наблюдений с воздуха, была достигнута.

Следующий самолет Денна был построен в 1911 г. Основные особенности этого самолета приведены в английских патентах № 8118 (апрель 1909 г.) (фиг. 9) и № 16276 (июль 1910 г.). С отогнутыми концами крыльев диффузорного типа и толкающим винтом этот моноплан обладал почти всеми основными особенностями современного бесхвостого самолета. При применении свободонесущих крыльев, более толстых и устойчивых профилей крыла, обеспечивающих возможность меньшей стреловидности, и надлежащего шасси современный бесхвостый самолет был бы пол-



Фиг. 10. Биплан Денна 1910 г.

ностью предвосхищен более 30 лет назад (фиг. 11).

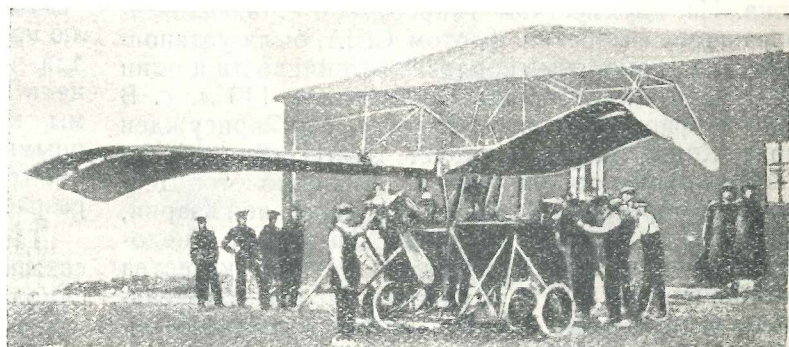
Денн предвидел даже большее—в одной из своих заявок на патент в 1909 г. он описывает расположение гондолы у самолета низкоплана и упоминает о зализе между нижней частью гондолы и крыла. Он отмечает также возможность придания треугольной формы в плане крылу, обладающему собственной устойчивостью, предвосхищая тем самым тип „Дельта“, реализованный Липпишем 20 лет спустя.

Моноплан Денна обладал вполне удовлетворительными летными характеристиками, но и Денн и фирма, с которой он работал, охладели к дальнейшим экспериментам с самолетами этого типа, так как военное министерство выставило требование о применении одних лишь бипланов из-за частых поломок крыльев монопланов несовершенной конструкции.

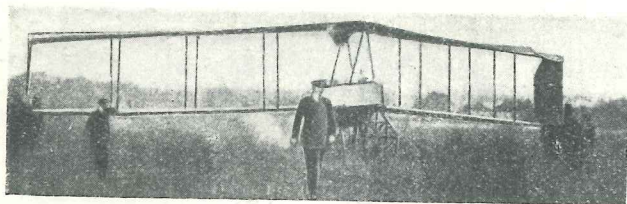
Последующие самолеты Денна были бипланами, но по форме своих крыльев они были сходны с первым самолетом.

Сам Денн предпочитал работу с монопланом. В докладе, прочитанном в английском авиационном обществе, он изложил вопрос об „отрицательных“ концах крыльев.

Следующие бипланы Денна были оборудованы одним толкающим винтом с прямой передачей, от стационарных или ротативных моторов. Некоторые из них были оборудованы обычной колонкой управления с дифференциальной передачей у основания колонки. Описание этой части приведено в патенте Денна № 143118 (июнь 1909 г.). На этих самолетах все еще сохранялось сложное шасси в виде салазок с носовым костылем впереди, двумя хвостовыми костылями под концами крыльев



Фиг. 11. Моноплан Денна 1911 г.



Фиг. 12. Биплан Денна в Хендоне в 1913 г.

и узкой базой колес. Некоторые бипланы имели, кроме того, явно выраженное отрицательное поперечное V.

В 1912 г. французские военные власти заинтересовались бипланом Денна и приобрели лицензию на его постройку (фиг. 12).

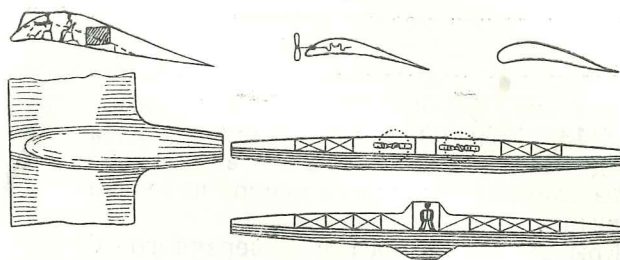
19 августа 1913 г. Жюльен Феликс совершил перелет на биплане Денна из Истчерча через Ламанш в Виллакубле. Это был первый маршрутный полет на бесхвостом самолете. Этот биплан был оборудован ротативным мотором Гном. Полетный вес составлял 770 кг, чем объясняется значительная нагрузка на силу (не менее $10,6 \text{ кг/л. с.}$) при нагрузке на крыло 19 кг/м^2 . Несмотря на это, летные испытания биплана Денна настолько удовлетворили французских специалистов, что фирма Ньюпор построила биплан Денна по лицензии, представив его в качестве экспоната на парижской авиационной выставке в декабре 1913 г. Вскоре после того, когда разразилась война 1914 г., французский завод Астра начал строить усовершенствованный самолет Денна под руководством С. Л. Бирта, работавшего с Денном.

1913 г. Ж. В. Денн прекратил свою деятельность в области авиации. Права по его патентам были переданы фирме Армстронг Уитворт.

В 1914 г. фирма Бургесс (США) приобрела права на постройку самолетов Денна. Был построен ряд бесхвостых бипланов Денна на колесах и на поплавках.

Эти сухопутные самолеты и гидросамолеты успешно эксплуатировались до 1918 г. По конструкции они мало отличались от своих европейских предшественников.

Характерной особенностью бипланов Денна являлась отогнутая вниз задняя кромка верхнего крыла в месте его крепления над гондолой, что предназначалось для отклонения воздушного потока. На двухместном гидросамолете, эксплуатировавшемся морским флотом США, были установлены два крыльевых поплавка остойчивости и один центральный. Мотор был мощностью 140 л. с. В 1915 г. фирме Старлинг-Бургесс был присужден приз Коле за гидросамолет Бургесс-Денна. Насколько известно, ни один из этих самолетов Денна не потерпел катастрофы или серьезной аварии, несмотря на слабую мощность двигателей и недостаточную прочность. Низкие летные качества (особенно при взлете и наборе высоты) объяснялись значительным весом и большим вредным сопротивлением. Неизвестно, насколько затруднительна была рулежка, однако шасси самолетов Денна было весьма несовершенной конструкции.



Фиг. 13. Самолет Юнкерса типа „летающее крыло“ из патента 1910 г.

Для бесхвостого самолета конструкция шасси имеет большое значение вследствие отсутствия органов управления в струе за винтом и плохой устойчивости бесхвостого самолета при разбеге.

Работы Денна имели большое значение для развития летающего крыла. Денн умело сочетал методические научные исследования с практическими экспериментами. Он наметил основные пути обеспечения устойчивости и управляемости летающего крыла. Моноплан Денна, построенный в 1911 г., далеко опередил самолеты того времени. Денн отказался от крыла формы семени Цанонии, так как он хотел добиться наряду с хорошей управляемостью минимального отклонения от курса при полете в ветренную погоду. Система двухрулевого управления была впервые предложена Денном.

Летающее крыло Юнкерса

Неоднократно упоминается имя профессора Гуго Юнкерса в истории развития бесхвостых самолетов.

В патенте, заявленном Юнкерсом в феврале 1910 г., рассматривается самолет с полым крылом большой относительной толщины, допускающим возможность размещения внутри крыла моторов, экипажа, пассажиров (фиг. 13).

Однако этот самолет не принадлежал к типу „летающее крыло“. На снимках проектов самолетов Юнкерса, широко рекламировавшихся авиазаводом Юнкерса, были изображены самолеты или летающие лодки типа „утка“, напоминающие монопланы Райсснера, с которым профессор Юнкерс был связан в начале своей авиационной деятельности.

С другой стороны, Юнкерсом были проведены некоторые опыты в аэродинамической трубе по исследованию формы крыла в плане и по профилю крыла (1916 г.), представляющие особый интерес для конструкторов бесхвостых самолетов. Его цель заключалась в подборе наиболее выгоднейшей формы крыла в плане с небольшим удлинением; иными словами, это была безуспешная попытка обойти закон теории индуктивного сопротивления, разработанной Ланчестером-Прандтлем.

Так как Юнкерс и фирма, с которой он был связан, никогда не пытались выпускать бесхвостые самолеты, то Юнкерса вряд ли можно причислить к создателям летающего крыла. Заслуга Юнкерса в том, что он впервые предложил размещать отдельные агрегаты самолета внутри крыла для уменьшения лобового сопротивления.

Швейцарский исследователь

Первые патенты Александра Зольденгоффа на бесхвостые самолеты относятся к 1912 г.

В одном из этих первых патентов описывается бесхвостый самолет с крылом значительной стреловидности и профилем с изменяющимся углом атаки по размаху. Крыло с отрицательной закруткой (подобно крылу Денна) и со специальным устройством (своеобразный диффузор, необходимый из соображений устойчивости) для создания „воздушного мешка“ в средней части крыла.

Выше упоминалось о подобном устройстве на бипланах Денна.

До 1925 г. Зольденгофф экспериментировал с моделями и планерами. В 1926 г. его первый самолет с хвостовым оперением Пено совершил полет в Дубендорфе близ Цюриха. В 1928 г. в Дюссельдорфе Зольденгофф совместно с планеристом Эспенлаубом, работавшим прежде с А. Липпишем, построил два бесхвостых легких самолета с толкающими винтами. Эти бесхвостые самолеты Зольденгоффа представляли собой свободнонесущие монопланы с низкорасположенными прямоугольными крыльями со значительной стреловидностью и без поперечного V. Другой двухместный бесхвостый самолет был представлен в июне 1929 г. на Олимпийской выставке в Англии берлинской фирмой Зольденгофф, Лангут и Фридман (фиг. 14 и 15).

Летные испытания не дали хороших результатов. Вначале управление курсом осуществлялось контроллерами, как это было ранее у Денна. Затем у передней кромки крыла, примерно на половине размаха, были установлены специальные рули направления. У задней кромки крыла руль направления расщепляется на две половинки, шарнирно укрепленные в передней кромке руля, чем обеспечивалось воздушное торможение.

Идея применения таких рулей не нова.

Биплан Говард-Фландерс выпуска 1912 г. имел такие же рули, использовавшиеся как тормоза при пикировании. На моноплане Блерио 1914 г. был установлен подобный же руль на центроплане.

По утверждению Зольденгоффа и Эспенлауба руль направления этой конструкции не оказывает

влияния на продольную балансировку. Кроме того, на концах крыльев или вблизи них устанавливались шайбы с изогнутой дужкой.

Летные испытания показали, что бесхвостые самолеты обладают хорошими летными характеристиками. Произошла только одна серьезная авария вследствие непроизвольного скольжения при развороте у земли.

После 1931 г. дальнейшая деятельность Зольденгоффа, повидимому, прекратилась. Известно, что позднее Эспенлауб проводил эксперименты с реактивным бесхвостым планером. Зольденгофф получил ряд интересных патентов на бесхвостые самолеты. Один из них относится к управлению посредством щитков-закрылков, установленных на нижней или верхней поверхности стреловидного крыла. Патент представлял, повидимому, разработку летающего крыла для воздушного транспорта. Консоли крыла оканчивались бипланным крылом с выносом для использования влияния шели. В средней части крыла должны были быть размещены пассажиры, моторы, экипаж и т. д.

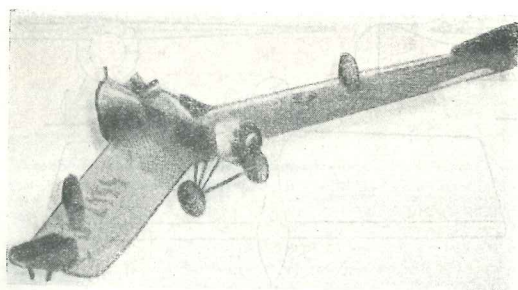
Зольденгоффа можно назвать последователем Денна. Хотя он применял современные методы проектирования и материалы, он вряд ли достиг больших успехов, чем Денн, при разрешении проблем, связанных с бесхвостым самолетом.

„Летающая доска“ Арну

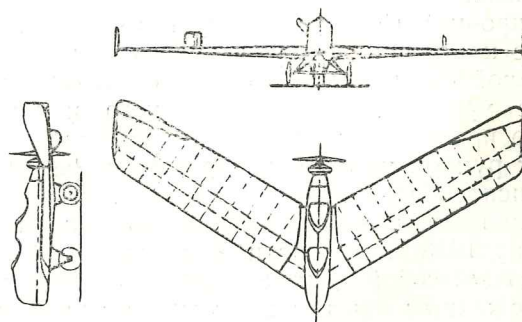
Французский инженер Арну работал над проблемой бесхвостого самолета в период 1909—1923 гг. Хотя Арну состоял в течение многих лет вице-президентом Технической комиссии французского аэроклуба, имеется мало сведений об этом талантливом ученом. Его идея бесхвостого самолета, очевидно, казалась слишком смелой для того времени. Бесхвостый моноплан Арну вполне современного вида с низкорасположенным крылом и толкающим винтом был представлен им на парижской авиационной выставке 1913 г.

Значение работы Ренэ Арну заключается в том, что он выбрал совершенно новый путь создания бесхвостого самолета.

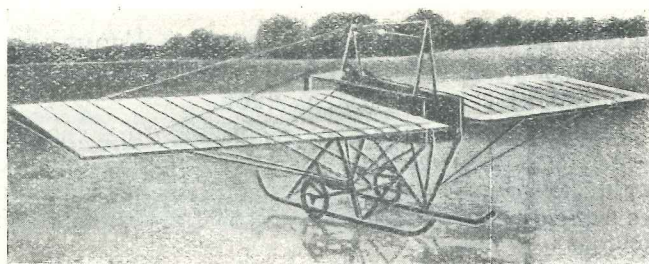
Все его бесхвостые самолеты (по случайным фотоснимкам известно примерно шесть разных типов), включая монопланы и бипланы, с толкающими и тянущими винтами, низко-и среднерасполо-



Фиг. 14. Двухместный самолет Зольденгоффа 1929 г. Небольшие килевые крылышки на передней кромке примерно на полуразмахе представляют собой расщепляющиеся рули направления



Фиг. 15. Двухместный самолет Зольденгоффа 1929 г.



Фиг. 16. „Летающая доска“ Арну

женным крылом имеют обычное прямоугольное (или слегка трапецевидное) крыло, или два прямоугольных крыла без стреловидности, поперечного V, без отогнутых вверх или вниз концов или каких-либо стабилизирующих устройств. Таким образом, Арну является создателем бесхвостого самолета типа „летающая доска“.

На первом биплане Арну (1909 г.) применялись слегка изогнутые крылья без органов управления, считалось, что винт будет способствовать управлению. Результаты испытаний этого первого типа самолета неизвестны. Биплан был построен на заводе Астра. На нем впервые был применен „авиационный флюгер“ Арну, т. е. прибор, показывающий воздушную скорость, угол атаки, крен самолета и вертикальную скорость. Для 1909 г. это было выдающимся достижением.

В 1912 г. Арну разработал моноплан с контроллерами, установленными по всему размаху. Их отклонение вниз ограничивалось упорами. Таким образом, S-образный профиль в пределах диапазона обычных углов отклонения контроллеров не мог быть превращен в профиль с обычной кривизной.

Идея ограничения углов отклонения контроллеров была изложена Арну в докладе, читанном в ноябре 1912 г. перед постоянной Международной авиационной комиссией. Ограничение углов отклонения контроллеров является в настоящее время особенностью почти всех бесхвостых самолетов.

Наряду с этим Арну отметил, что, кроме контроллеров, для управления самолетом можно использовать дроссель мотора. Моноплан выпуска 1912 г. (фиг. 16) представлял собой одноместный самолет с тянущим винтом. Центр тяжести находился ниже крыла. Шасси было обычной конструкции с двумя колесами и салазками. Арну в это же время взял патент на приспособление для регулирования подъемной силы (т. е. для продольной балансировки). Согласно этому патенту вспомогательное крылышко, отклоняющееся под влиянием подъемной силы крыла, должно быть так соединено с мотором, чтобы тяга винта изменялась обратно пропорционально подъемной силе крыла. Летчик ручкой управления дросселем регулирует это приспособление.

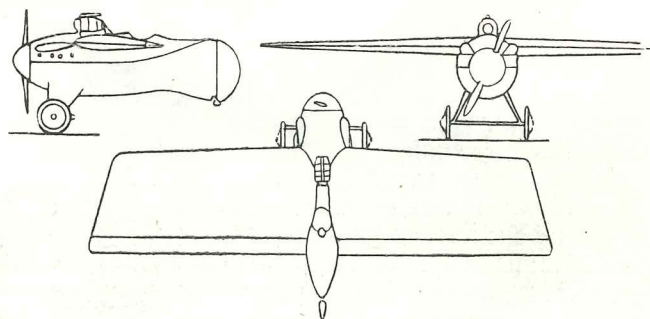
Арну представил на парижскую авиационную выставку 1913 г. моноплан „Стаблявион“, представляющий собой двухместный самолет с низко-расположенным крылом и толкающим винтом. Самолет этот безусловно имел современный вид, не считая некоторых деталей, как, например, лобо-

вой радиатор. Расчаленное крыло имело прямоугольную форму в плане без поперечного V. Что касается положения центра тяжести над крылом, то Арну объяснил, что в соответствии с проведенными им испытаниями моделей планеров высокое расположение центра тяжести представляет определенное преимущество для устойчивости и управляемости. На контроллерах, установленных по всему размаху, у концов крыльев хорда была меньше, чем в центральной части. Шасси было обычным для того времени с салазками и четырьмя колесами. На самолете стоял мотор Шеню водяного охлаждения в 55 л. с. Оба моноплана были испытаны в Исси-ле-Мулино. Результаты этих испытаний неизвестны.

Вскоре после начала войны Арну снова приступил к работе. В 1919 — 1920 гг. он построил из деталей военных самолетов бесхвостый биплан, конструкция которого соответствовала ранее принятой схеме. Это был двухстоечный биплан с тянущим винтом и ротативным мотором в 130 л. с.; контроллеры простирались по всему размаху на обоих крыльях, они находились в нейтральном положении при отклонении вверх на 3°. Рули направления были установлены позади летчика по обеим сторонам короткой gondoly.

В 1922 г. был совершен ряд успешных полетов на этом биплане, причем двойной руль направления был заменен одинарным. Мадон успешно продемонстрировал этот самолет перед Техническим отделом управления воздушных сил. Результаты испытаний были настолько удачны, что для дальнейшего развития этой схемы самолета было создано „Авиационное общество Симплекс“. Однако биплан потерпел аварию, которая объясняется тем, что летчик устранил ограничители отклонения контроллеров вниз и самолет становился совершенно неустойчивым, когда летчик опускал контроллеры чрезмерно книзу.

Первая конструкция фирмы Симплекс была слишком смелой. Этой фирмой был построен гоночный самолет с мотором Испано-Сюиза мощностью 320 л. с. для состязания 1922 г. на кубок Дейтша. Он был сконструирован Кармье и должен был пилотироваться известным французским летчиком-испытателем Мадон. Этот самолет представлял собой свободнонесущий моноплан с тянущим винтом и контроллерами, установленными по всему размаху (фиг. 17 — 19).



Фиг. 17. Гоночный моноплан Арну „Симплекс“ 1922 г. с мотором Испано-Сюиза мощностью 320 л. с., расчетная максимальная скорость составляла 380 км/час при посадочной скорости 135 км/час

По совету летчика-испытателя ограничители отклонения контроллеров были устранены. Был выбран симметричный профиль (Геттинген, № 410), видимо, это был первый случай применения симметричного профиля для крыла самолета. Короткий фюзеляж заканчивался килем и рулем направления. Кабина летчика была отнесена назад (схема с тянущим винтом), что значительно ухудшало обзор. Таким образом, неудивительно, что даже такой опытный летчик, как Мадон, мог потерпеть аварию при летных испытаниях до состязаний. Общее впечатление было весьма неблагоприятно. Пришли к выводу, что летчик не должен вторично рисковать своей жизнью на столь необычном самолете, так как Фетю еще раньше потерпел серьезную аварию на биплане Арну. Сам Арну охладел, повидимому, к дальнейшим исследованиям в этом направлении.

Из всех бесхвостых самолетов тип, созданный Рене Арну, является, несомненно, самым простым. Недостатком является чувствительность к изменению положения центра тяжести.

По конструкции и летным данным самолет Арну превосходил другие бесхвостые самолеты того времени.

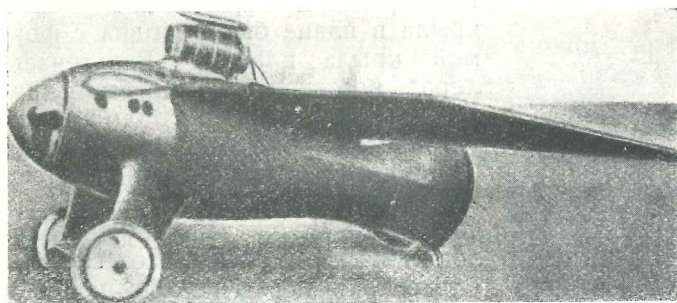
Обратная стреловидность

В 1922 г. два французских инженера начали проектировать экспериментальный самолет весьма необычной формы. В то время, когда фирмой Симплекс испытывался гоночный самолет Арну, Ландверлен и Беррер строили (в одном из цехов фирмы Анрио) гоночный бесхвостый самолет с еще более мощным мотором (см. 4-ю часть, фиг. 2). Самолет этот должен был пилотировать знаменитый Нунгессер.

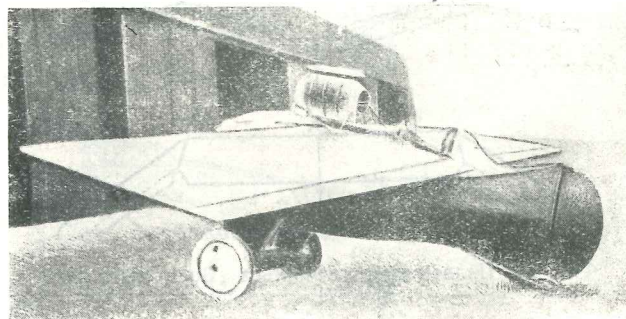
Особенность этого моноплана заключалась в обратной стреловидности крыльев, имеющих положительную закрутку. Эти крылья обладали такой же продольной устойчивостью, как и крылья с нормальной стреловидностью и отрицательной закруткой.

Английский патент Ландверлена и Беррера (№ 203654, 1922 г.) относится к бесхвостому самолету с крыльями обратной стреловидности, с элеронами, установленными на линии центра тяжести, и рулями высоты позади центра тяжести.

Гоночный самолет Ландверлен-Беррер представ-



Фиг. 18. Гоночный моноплан Арну „Симплекс“ 1922 г.



Фиг. 19. Гоночный моноплан Арну „Симплекс“ 1922 г.

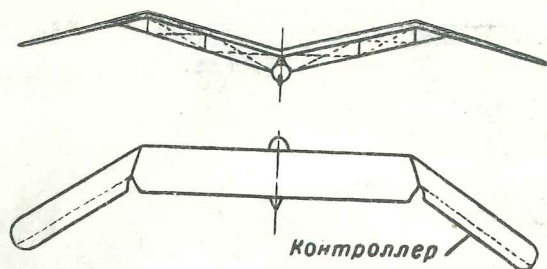
лял собой самолет-моноплан с тянущим винтом, оборудованный мотором Фиат, мощностью 700 л. с. Крылья без поперечного V имели симметричный профиль (Геттинген, № 410). На задней кромке были установлены два ряда закрылков, причем внутренняя пара использовалась в качестве рулей высоты, а наружная пара в качестве элеронов. Кабина закрытая, гондола заканчивалась большим килем и рулем направления. Испытания в аэродинамической трубе показали, что самолет обладал удовлетворительной продольной устойчивостью до углов атаки в 10° , т. е. до потери скорости.

Этот интересный экспериментальный самолет не был, к сожалению, закончен к состязаниям. Сомнительно, подвергался ли он вообще летным испытаниям, так как не имеется никаких указаний о продолжении работы в этом направлении.

Планер Венка и Пешкеса „Вельтензеглер“

Кроме пионеров авиации, которые были заняты поисками самолета с собственной устойчивостью и поэтому безопасного в полете (Вейсс, Этрих, Денн), и, кроме конструкторов, создававших гоночные самолеты с минимумом лобового сопротивления (Арну, Ландверлен, Беррер), схемой бесхвостого самолета заинтересовались еще в связи с тем, что она сулила известные выгоды для „динамического“ парения. В период 1918—1921 гг. „динамическому“ парению, т. е. использованию энергии порывов ветра для парящего полета, уделялось много внимания. В настоящее время известно, что использование энергии порывов ветра практического значения для парения не имеет.

В 1920 г. два немца Венк и Пешкес заинтересовались проблемой динамического парения. Они пришли к выводу на основании исследований Фридриха Харта (Фридрих Харт является пионером в области исследований динамического парения; в своих работах 1914—1922 гг. он доказывал, что для динамического парения наиболее подходящим является такой планер, который имел бы наименьшее демпфирование вокруг поперечной оси и вместе с тем быстрее всего реагировал бы на движение руля высоты), что бесхвостая схема наиболее применима для этой цели, так как она



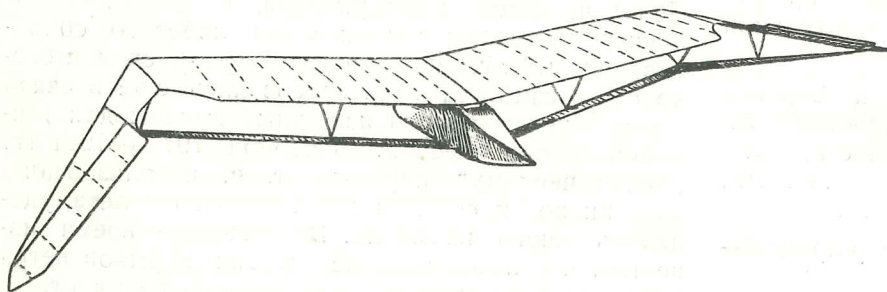
Фиг. 20. Планер Венка-Пешкеса „Вельтензеглер“ 1921 г.

наряду с малым демпфированием имела еще и малый момент инерции.

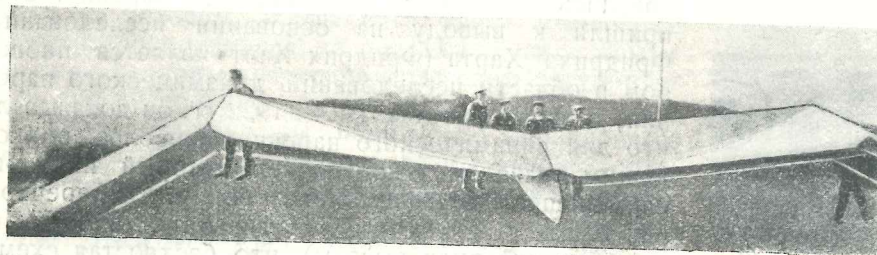
В результате этого Венк и Пешкес построили бесхвостый планер „Вельтензеглер“. Его крылья имели прямоугольную форму в центроплане, а концевые части крыла имели значительную стреловидность. Если смотреть на крыло спереди, то оно имело М-образную форму с поперечным V у центроплана и отрицательным поперечным V у консолей. Форма крыльев рассматривается в описании английского патента № 283980 (июнь 1926 г.), а основные идеи схемы излагаются в патенте, заявленном в августе 1922 г. (описание немецкого патента № 424378).

На таком планере (фиг. 20 — 22) очень непрочной конструкции Пешкес совершил в 1920 г. первый в мире парящий полет, продержавшись две минуты над местом запуска без потери высоты. Этот полет был совершен в Гроссфельде. Полет этот был обязан, однако, не динамическому парению, а восходящим воздушным потокам. При посадке планер разбился.

На планере применялось своеобразное гоширование крыльев, причем возвращение в нейтральное положение осуществлялось пружинами. Крылья снизу поддерживались легкой ферменной конструкцией, напоминавшей „мостовые“ фермы Этриха.



Фиг. 21. Планер Венка-Пешкеса „Вельтензеглер“



Фиг. 22. Планер Венка-Пешкеса „Вельтензеглер“

Вес этого планера был очень мал (42 кг) для размаха в 16 м, удлинения 11 и площади крыла 18 м².

Для взлета четыре человека поднимали планер и запускали его против ветра, как это делали братья Райт со своими планерами.

Однако следующий планер этого типа потерпел аварию в воздухе при планерных состязаниях в Рэне в 1921 г., в результате чего погиб пилот В. Леуш. Вслед за тем были построены аналогичные планеры более совершенной конструкции с контроллерами вместо гоширования крыльев и без пружин в системе управления. Однако эти планеры никогда не обладали летными данными обычных планеров. Даже такие усовершенствования, как свободнонесущие крылья, не помогали. Вполне возможно, что летчики потеряли доверие к необычному крылу, требовавшему большего искусства пилотирования, чем в случае обычной системы крыльев. Кроме того, работа управления была неудовлетворительной, что объясняется недостаточной жесткостью конструкции крыла.

Несколько лет спустя Ф. Венк построил легкий самолет по схеме планера „Вельтензеглер“. Он имел свободнонесущее крыло в форме крыла чайки и был сначала испытан как бесхвостый самолет, а затем испытывался с хвостовым оперением Пено. Этот эксперимент закончился поломкой крыла в полете.

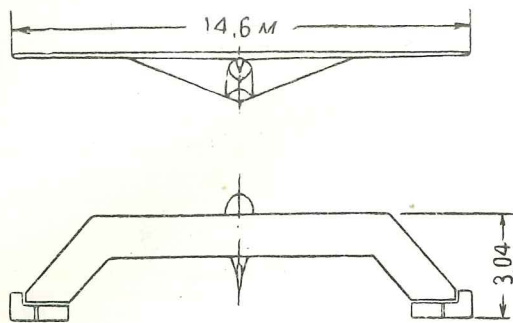
Берлинский планер „Шарлотта“

Аналогичные идеи динамического парящего полета были положены в основу другого бесхвостого планера, построенного в Германии. Его инициатором был профессор фон Парсеваль, один из основоположников авиации, а также конструктор мягких дирижаблей, носивших его имя. Конструкторами были три студента технологического университета в Берлине (Шарлоттенбурге). Этими тремя студентами были Х. Винтер, Ж. Кутин и Г. Пфистер, первый из них приобрел затем известность как конструктор тихоходного самолета Физелер „Шторх“.

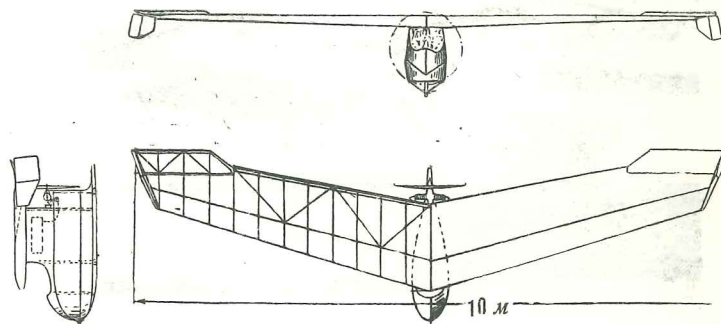
Идея Парсеваля в основном сводилась к тому, что бесхвостая схема должна была обеспечить наибольшую быстроту реакции планера на движение рулями высоты и уменьшение лобового сопротивления.

Первый планер „Шарлотта“ был построен в 1922 г. на заводе LFG в Штральзунде (фиг. 23). Форма крыла в плане была сходна с формой крыла планера „Вельтензеглера“, но спереди крыло было прямым. В задней части гондолы был установлен центральный киль с большим рулем направления. Управление соответствовало первоначальной схеме Денна, оно осуществлялось двумя рычагами. Этот вариант управления после первых полетов был признан неудачным.

В 1923 г. был построен моди-



Фиг. 23. Планер Парсевала, Винтера и Пфистера „Шарлотта“



Фиг. 24. Планер Липпиша „Эксперимент 64“ 1925 г.

фицированный планер „Шарлотта“. Этот планер имел более жесткое крыло, так как на первом планере наблюдалась потеря эффективности управления из-за деформации крыла. Центральный руль направления был заменен тормозным устройством, предложенным Парсевалем и состоявшим из расщепляющегося концевой закрывка („тормозные рули направления“), поперечное и продольное управление сохранялось прежним.

На этом усовершенствованном, но несколько перетяжеленном планере было совершено Винтером несколько успешных парящих полетов. Однако они показали, что управление рулем направления все еще неудовлетворительно, а продольная устойчивость недостаточна.

На последней модификации планера в 1924 г. с обычной колонкой управления были совершены парящие полеты, длительностью 7 минут. Было установлено, что планер „Шарлотта“ устойчив и управляем. Большой центральный киль был устранен без ущерба для путевой и поперечной устойчивости. К сожалению, этот интересный эксперимент не был продолжен.

Несомненно, что последний вариант планера „Шарлотта“ был удовлетворителен, но по своим летным данным безусловно уступал планерам нормальной схемы.

Александр Липпиш

Александр Липпиш является одним из самых ревностных сторонников современного „летающего крыла“. Одновременно он в течение многих лет был тесно связан с техническим развитием германского планеризма.

Эксперименты Липпиша с планерами и моделями позволили выявить полетные возможности бесхвостой схемы. Им был построен примитивный бесхвостый планер.

Этот планер имел крыло симметричного профиля (Геттинген, № 410, конструкции Липпиша 1918 г.). После ряда полетов планер разбился.

Вследствие малого коэффициента подъемной силы симметричных профилей Липпиш ввел стреловидность в соединении с профилями обычной кривизны.

В 1925 г. Липпиш построил бесхвостый планер с вспомогательным мотором, мощностью 4,5 л. с., с приводом к толкающему винту. Этот планер „Эксперимент 64“ (фиг. 24) имел крыло неболь-

шой стреловидности и рули направления в виде шайб, расположенных по концам крыла.

На этом планере было совершено несколько планирующих полетов, причем во время этих испытаний летчик сидел на открытом сидении, и, кроме того, планер не имел вертикальных стабилизирующих поверхностей.

Вариант этого планера, оборудованный мотором и гондолой, так и не был осуществлен в основном из-за недостаточной эффективности контроллеров. Дальнейшие летные испытания не дали лучших результатов, и планер был снабжен хвостовым оперением.

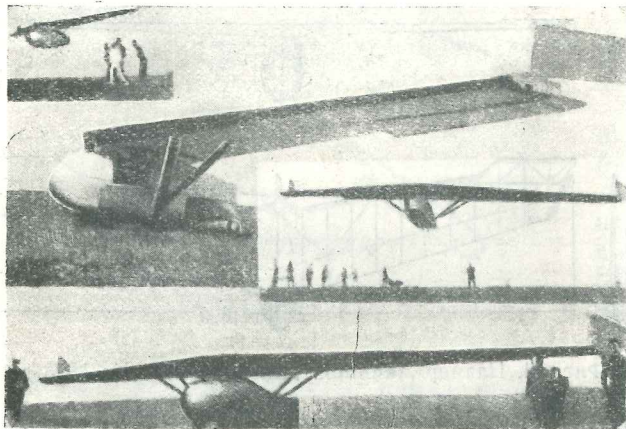
Вскоре после этого Липпиш получил место конструктора во вновь созданном „Розиттенском обществе содействия парящему полету“ (впоследствии Германский научно-исследовательский институт парящего полета) и начал экспериментировать с новыми типами бесхвостых самолетов и самолетов типа „утки“. Многочисленные эксперименты Липпиша с планерами ясно показали, насколько быстро, безопасно и дешево можно исследовать на планерах сложные проблемы аэродинамики самолета. Следует отметить, что за все время планерных экспериментов Липпиша не произошло ни одной аварии и ни один планер не вышел из строя после повреждения.

Изучая бесхвостую схему, Липпиш не преследовал цели создания самолета с большой собственной устойчивостью или специального парителя. Наоборот, он неоднократно высказывал мысль, что бесхвостый планер не обладает большими преимуществами по сравнению с обычным типом Пено.

Липпиш все время подчеркивал, что его конечной целью было создание транспортного самолета будущего типа „летающего крыла“. Все бесхвостые планеры и легкие самолеты, построенные Липпишем, были только средством для достижения этой цели (фиг. 25 — 26).

Последний вариант планера — „Шторх“ считался достаточно удовлетворительным для испытания его в качестве легкого самолета (фиг. 27).

В 1929 г. на нем был установлен весьма тяжелый и ненадежный двухтактный мотоциклетный мотор в 9—14 л. с., приводивший в действие толкающий винт. Шасси представляло собою лыжу планера, и самолет запускался с помощью резинового шнура. После ряда модификаций этот первый самолет „Шторх“ с мотором показал, что



Фиг. 25. Планер Липпиша „Шторх“ I в 1927 г.

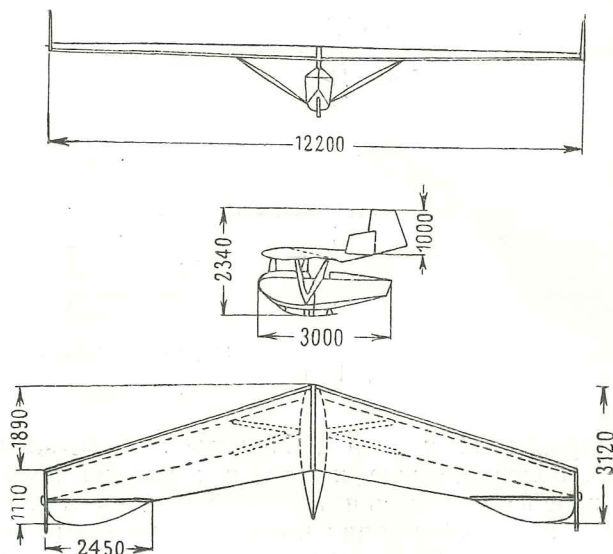
бесхвостый самолет может летать не хуже обычного самолета (фиг. 28 и 29). Летчик Г. Гренгофф произвел на нем ряд удачных маршрутных полетов, которые явились большим достижением для легкого самолета со столь ненадежным двигателем. Однако схема „Шторх“ являлась лишь одним из трех вариантов бесхвостого самолета, которые изучал Липпиш.

Остальные два варианта были настолько мало исследованы, что было слишком рискованно сразу же строить планеры для полета человека, поэтому Липпиш ограничился исследованиями летающих моделей и продувками в аэродинамической трубе. Одним из вариантов схемы бесхвостого самолета, который изучал Липпиш, была „летающая доска“ типа Арну, т. е. обычное прямоугольное крыло с самоустойчивым симметричным профилем. Профили НАСА серии „М“, разработанные Мунком, с S-образными средними линиями представляли широкие возможности для экспериментов с крыльями, обладающими продольной устойчивостью без стрелчатости и отрицательной закрутки. Полеты больших моделей убедили Липпиша в возможности обеспечения не только статической продольной устойчивости, но и динамической устойчивости. Вопреки ожиданиям, модели типа „летающая доска“ обнаружили при надлежащей центровке исключительную устойчивость в полете, значительно большую, чем модели со стреловидностью.

Это подтверждение ценности работы Арну (о котором вряд ли был информирован Липпиш в то время) навело Липпиша на идею создания крыла „Дельта“ на основе стреловидного крыла и модели типа „летающая доска“.

Третий вариант схемы бесхвостого самолета имел обратную стреловидность, на открытие которой претендовал Липпиш. Однако, как указывалось выше, эта устойчивая система крыльев была предложена еще Ландверленом.

При исследованиях обратной стреловидности на моделях выявился ряд органических недостатков этой схемы, особенно конструктивных, вследствие чего Липпиш потерял к ней интерес.



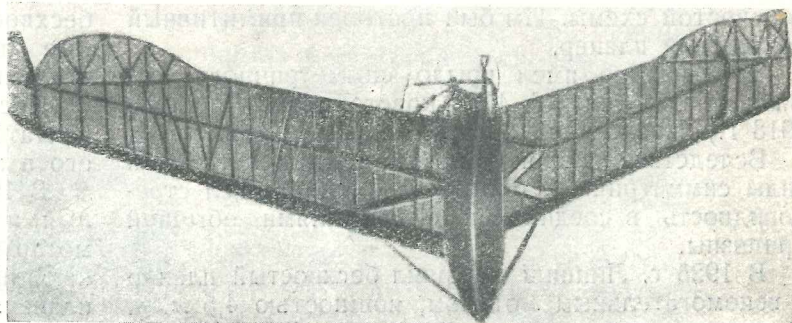
Фиг. 26. Планер Липпиша „Шторх“ в 1929 г.

Липпиш сознавал невыгодность обычной стреловидности в конструктивном отношении, поэтому он пытался ограничить стреловидность до минимальной величины, необходимой для устойчивости. Кроме того, он хотел уменьшить крутящий момент, применяя устойчивые профили, надлежащим образом расположенные по размаху.

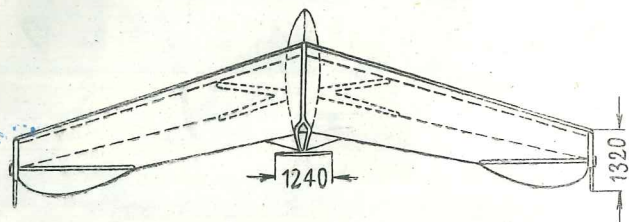
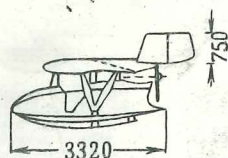
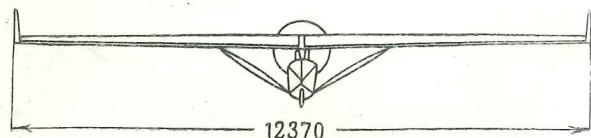
Он претендовал на то, что такое изменение профиля является оригинальной идеей и не было предусмотрено Денном, он полагал, что Денн применял постоянный профиль по всему размаху. Это неверно, так как на самолетах Денна в 1911 г. менялись не только углы атаки, но и кривизна профиля к концам крыла.

Крыло Липпиша „Дельта“, которое появилось в 1930 г. (фиг. 30), имело треугольную, а впоследствии трапецевидную форму в плане. Оно представляло собой крыло типа Арну с трапецевидной передней кромкой или стреловидное крыло с прямой задней кромкой. Первая модель „Дельта“ была испытана как планер в 1930 г. и была признана удовлетворительной.

Вслед за этим в 1931 г. Гренгофф успешно летал, исполняя даже простейшие фигуры высшего пилотажа, на двухместном самолете с мотором Бристоль „Черуб“ (фиг. 31 — 33). Самолет этот имел закрытую кабину, толкающий винт и трехколесное шасси. Он был первым бесхвостым само-



Фиг. 27. Планер „Шторх“ IV в полете

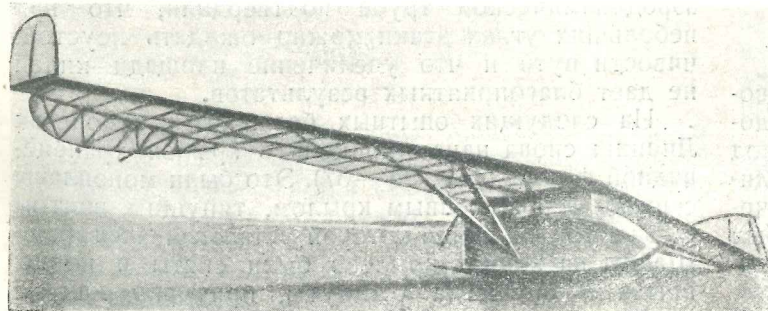


Фиг. 28. Схемы планера Липпиша „Шторх“ IV с мотором

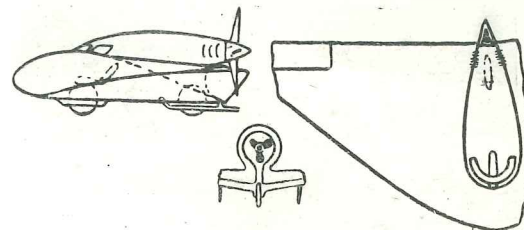
летом, выполнявшим фигуры высшего пилотажа.

Этот самолет, предшественник летающего крыла, имел свободнонесущее крыло большой относительной толщины (толщина составляла почти $\frac{3}{4}$ высоты кабины). Для управления пути были применены такие же концевые шайбы, как и у „Шторха“. Однако другие органы управления отличались от органов управления „Шторха“. Вместо одной пары контроллеров, управлявших креном и тангажем, в данном случае применялись две пары рулевых закрылков, расположенных на прямой задней кромке. Внутренняя пара действовала как руль высоты, а наружная как элероны. Общий размах этих четырех рулевых закрылков соответствовал почти полному размаху крыла, за исключением части крыла, находящейся непосредственно перед винтом.

На самолете „Дельта“ I было предусмотрено штурвальное управление, со специальным устройством, обеспечивающим поперечную и продольную балансировку. Характерной особенностью этого самолета было управляемое носовое колесо. Это колесо было снабжено обтекателем, образующим дополнительный руль направления перед центром тяжести. Крыло имело один лонжерон ферменной конструкции.



Фиг. 29. Планер Липпиша „Шторх“ IV 1929 г.



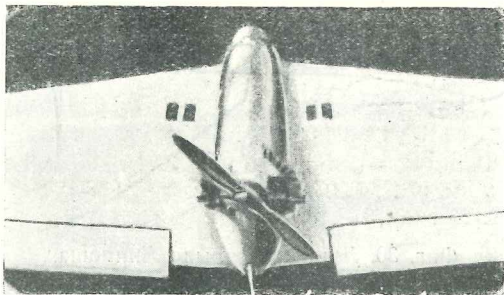
Фиг. 30. Летающее крыло Липпиша. Патент 1930 г.

Самолет „Дельта“ I развивал максимальную скорость 150 км/час и поднимался на высоту 4020 м при максимальном полетном весе 520 кг. Посадочная скорость при нагрузке 20 кг/м² была равна примерно 50 км/час. Самолет пилотировался рядом летчиков, некоторые из них были неопытными, но обычно они находили, что на нем приятно летать и что им легко управлять на всех режимах, за исключением взлета. Последний был довольно затруднителен и требовал большого внимания и искусства. Вообще взлет бесхвостых самолетов связан с затруднениями. Сначала Липпиш предполагал на этом самолете отогнуть концы крыльев взамен вертикальных шайб. Но это предложение капитана Келя, субсидировавшего постройку самолета, было отвергнуто по той причине, что нецелесообразно испытывать слишком много новых устройств одновременно.

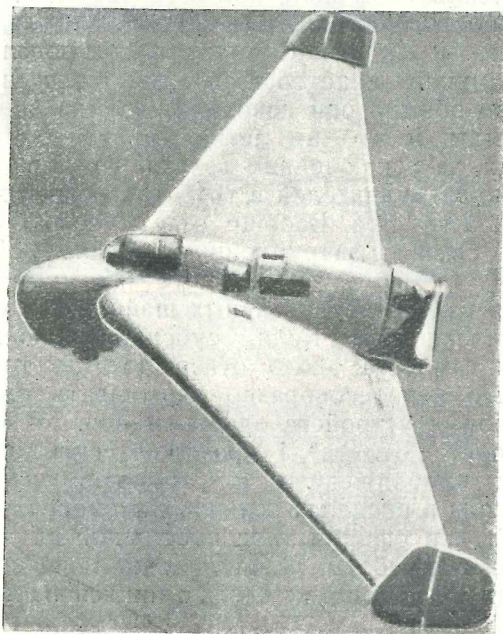
Самолет „Дельта“ I правильно считался наилучшим приближением к „летающему крылу“, возможным в пределах заданных размеров, и Липпиш получил официальное поощрение на продолжение своей работы. Однако следующие его конструкции не оправдали возлагавшихся на них надежд.

Фирма Физелер построила три двухмоторных бесхвостых моноплана типа „Дельта Уосп“ для участия в европейских состязаниях 1932 г. (фиг. 34 и 35). Эти самолеты представляли собой двухместные низкопланы с двумя моторами „Побджой“ в 75 л. с., приводившими в действие тянущий и толкающий винты, установленные на концах гондолы. Крыло имело трапецевидную форму в плане и новое продольное управление в виде щелевых рулевых закрылков с наружными шарнирами, несенными над крылом. Кроме того, над передней кромкой крыла было установлено небольшое крылышко.

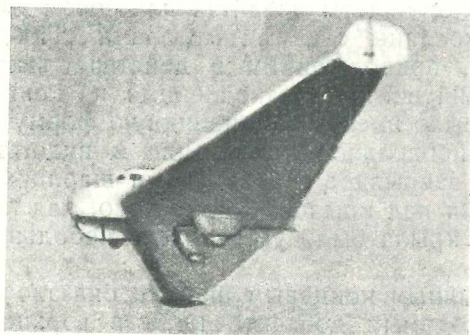
К обычным концевым шайбам оказалось необходимым добавить киль в верхней части гондолы мотора, приводящего в действие толкающий винт, для обеспечения устойчивости пути при взлете. Этот самолет Липпиш-Физелер „Дельта Уосп“ оказался неудачным и был забракован после ряда летных испытаний и модификаций. Кроме плохого обзора для летчика и неудовлетворительной устойчивости, он обладал посредственными летными данными. Известно, что взлет „Дельта Уосп“ был весьма затруднительным. Однажды при испытании этого самолета Физелером на взлете произошла авария. Опытный двухместный самолет Липпиша „Дельта“ III с мотором



Фиг. 31. Самолет Липпиша „Дельта“ I 1931 г.



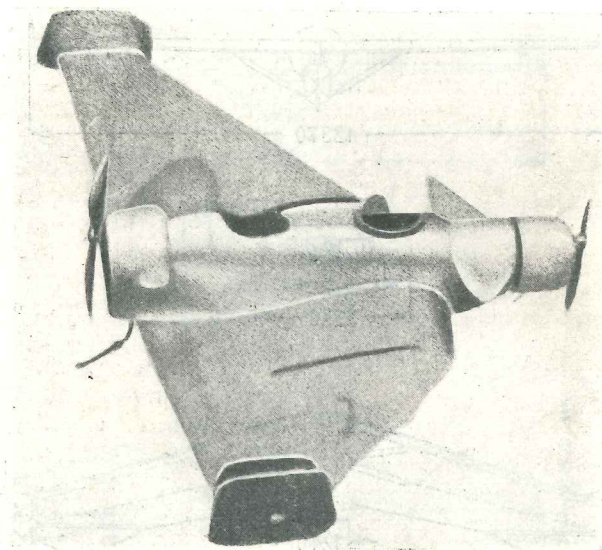
Фиг. 32. Самолет Липпиша „Дельта“ I 1931 г.



Фиг. 33. Двухместный самолет Липпиша „Дельта“ I с мотором Бристоль „Черуб“

Аргус, мощностью 110 л. с., был построен на заводе Фокке-Вульф для Германского научно-исследовательского института парящего полета в период 1932—1934 гг. и был забракован после ряда модификаций. Он строился для использования в качестве самолета-буксировщика планеров. Это был первый государственный заказ, полученный Липпишем.

Липпиш снова вернулся к типу „Шторх“. В 1934 г. был снова построен опытный планер

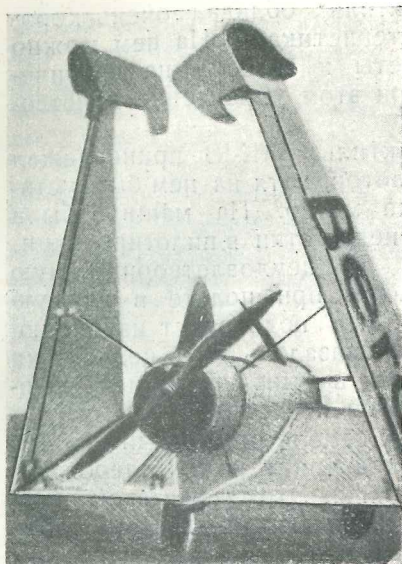


Фиг. 34. Двухмоторный бесхвостый самолет Липпиша „Дельта Уосп“, построенный в 1932 г. Физелером

„Шторх“ IX. Результатом новой работы явились легкий самолет-моноплан с крылом парасоль типа DFS-39 в 1935—1936 гг. и опытный двухместный самолет с крылом парасоль типа DFS-193 с мотором, мощностью 240 л. с. Этот бесхвостый самолет, менее совершенный, чем самолет „Дельта“, имел стреловидность в $25^{\circ},5$, нагрузку на крыло 52 кг/м^2 и нагрузку в 4 кг/л. с. Крыло в плане имело постоянную ширину в центральной части со слегка трапецевидными концами. По всей задней кромке были расположены три пары органов управления в виде щелевых закрылков.

Наружные органы управления действовали как элероны и рули высоты, средние служили для продольной балансировки и внутренний действовал как закрылок. На концах крыла имелись рули направления в виде шайб, неподвижные части которых, работавшие как кили, были установлены с наклоном, при котором обе шайбы имели как бы внутренний по отношению к крылу, угол атаки. Такая система шайб применялась во всех конструкциях Липпиша. Профили в средней части крыла имели S-образные средние линии, а профили у концов были симметричными. Крыло было укреплено V-образными подкосами к фюзеляжу, имевшему довольно большую для бесхвостого самолета длину. Шасси обычного типа состояло из двух колес и хвостового костыля. Продувки в аэродинамической трубе подтвердили, что при небольших углах атаки можно ожидать неустойчивости пути и что увеличение площади килей не дает благоприятных результатов.

На следующих опытных бесхвостых самолетах Липпиш снова начал применять крылья трапецевидной формы (фиг. 36—37). Это были монопланы с низкорасположенным крылом, тянущим винтом и гондолой, на конце которой устанавливался киль. Шайбы на концах крыльев были сняты и концы крыла были слегка отогнуты, примерно как на моноплане Денна, построенном в 1911 г. Впереди передней кромки крыла было закреплено вспомо-



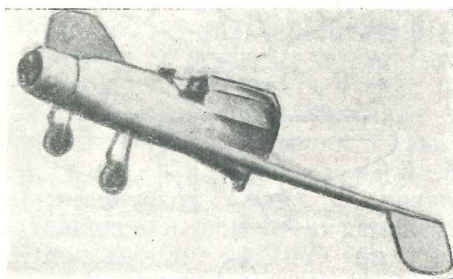
Фиг. 35. Самолет Липпиша „Дельта Уосп“ со складывающимися крыльями



Фиг. 37. Опытный двухместный самолет Липпиша „Дельта“ IVd 1938 г.

гательное крылышко, ухудшавшее обзор. По всей форме в плане этот предкрылок соответствовал средней части крыла.

Один из патентов Липпиша относится к продольному управлению бесхвостым самолетом со стреловидными крыльями посредством крылышек, расположенных перед центром тяжести. Такое управление является по существу управлением типа „утка“, цель этого заключается в непосредственном увеличении подъемной силы без нарушения устойчивости. Одноместный самолет „Дельта“ IV Германского научно-исследовательского института парящего полета (DFS) имел убирающееся шасси (фиг. 36). Двухместный самолет аналогичной конструкции большего размера с закрытой кабиной имел обтекатели на колесах.



Фиг. 36. Самолет Липпиша „Дельта“ IV 1937 г.

Во всех случаях, за исключением монопланов с крылом парасоль, не обеспечивался хороший обзор, который является критерием практической ценности самолета. Если учесть этот недостаток бесхвостого самолета, то становится ясно, почему был потерян дальнейший интерес к развитию самолетов этого типа.

Перед войной Липпиш перешел из научно-исследовательского института на опытный завод

Мессершмитта. Он перестал работать над проблемой бесхвостого самолета, хотя его технические советы дали много ценного братьям Хортен¹. Мечта Липпиша о большом летающем крыле для дальних полетов не была осуществлена нацистами.

Современные „Птеродактили“ и их конструктор

Название „Птеродактиль“ было выбрано Г. Р. Т. Хиллом для этих самолетов лишь только потому, что они своим видом напоминали доисторическую ящерицу.

Впоследствии под влиянием работы Хилла появилась статья Др. Ханкина о предполагаемых аэродинамических особенностях доисторических птеродактилей.

Профессор Хилл — военный летчик и энтузиаст авиации, принадлежал к категории смелых и настойчивых исследователей. Хилл работал над самолетом, не теряющим управляемости в зависимости от его положения в воздухе. Это было в тот период, когда потеря скорости и связанный с этим штопор считались непреодолимым препятствием.

Цель, которую поставил перед собой Хилл, резко отличается проведенные им исследования и полученные им результаты от работ Липпиша. Непонимание этой разницы часто приводило к неправильной оценке работы Хилла.

Хилл не рассчитывает на собственную устойчивость самолета, этим его работы отличаются от попыток Денна в направлении создания самолета, способного летать без вмешательства летчика.

Исследования Хилла привели его к бесхвостой схеме.

Хилл начал свою научную работу с изучения проблемы управляемости в 1923 г. Недостатки обычного управления, осуществляемого хвостовым оперением типа Пено (подверженным действию схода потока и струи от винта и дающим желаемый результат с неизбежным запаздыванием), а также элеронами, теряющими эффективность на критическом режиме и вызывающими обычно неблагоприятные моменты рыскания, привели Хилла к бесхвостому самолету, оборудованному контроллерами на концах крыла, совершенно независимыми от положения самолета и струи от винта.

Крылья с подвижными плоскостями на концах уже применялись прежде (например, у Л. Блерио), а плавающие элероны относятся к самым старым приспособлениям для поперечного управления. Комбинация этих двух органов управления явля-

¹ Это утверждение автора неверно. У Мессершмитта А. Липпиш занимался осуществлением бесхвостого реактивного истребителя Me-163 до 1943 г. (прим. ред.).

лась основной особенностью первоначальных контроллеров Хилла. Его контроллеры представляли собой подвижные поверхности, расположенные на концах крыла, но они сами не принимали участия в создании подъемной силы. Эти контроллеры были шарнирно закреплены таким образом, что автоматически, независимо от положения самолета, устанавливались в нейтральном положении при угле атаки, соответствующем их нулевой подъемной силе. Подобные органы управления всегда эффективны, так как они не подвержены критическому режиму. Этим путем достигается сохранение продольного и поперечного управления на всех режимах полета. Так как в период начала работы Хилла над самолетом „Птеродактиль“ свойства профилей с постоянным центром давления были мало исследованы, крыло Хилла со стреловидностью и отрицательной закруткой имело значительную трапецевидность, но меньшую, чем треугольное. Плавающие контроллеры образовывали законцовки, являвшиеся продолжением крыла. Они имели довольно большую площадь и соответственно большой вес. Управление курсом осуществлялось рулями направления. Сначала они закреплялись под крыльями вблизи контроллеров, но следующие самолеты „Птеродактиль“ с контроллерами в виде обычных элеронов были оборудованы рулями направления в виде концевых шайб. Во всех случаях рули направления можно было также применять в качестве аэродинамических тормозов.

В 1923 г. Хилл предложил Авиационному исследовательскому комитету построить планер в натуральную величину для исследований в полете. Исследовательский комитет принял эту работу и высказал пожелание о необходимости испытаний в аэродинамической трубе. Одновременно Хилл проводил эксперименты с планером, модифицируя его в соответствии с результатами испытаний моделей. Затем этот планер был переделан в двухместный, и испытания дали столь многообещающие результаты, что министерство авиации разрешило установить на планер мотор Бристоль „Черуб“.

Работа по переоборудованию планера в самолет была поручена государственному авиационному заводу в Фарнборо. Легкий самолет „Птеродактиль“ МК-I был оборудован толкающим винтом (фиг. 38—40), крылом без поперечного V и приспособлением, расположенным между ручкой управления и контроллерами, обеспечивающим малые передаточные числа на больших скоростях полета и большие передаточные числа на малых скоростях полета, что является основной особенностью самолета с большим диапазоном скоростей.

Гондola была выполнена из дерева. Самолет имел обычное шасси с хвостовым колесом, расположенным вблизи главных колес, что делало неудобным взлет и посадку.

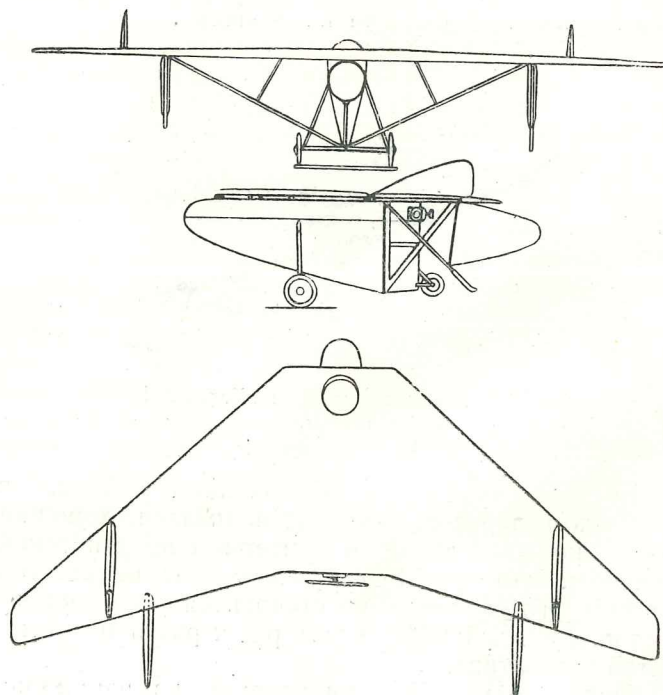
Вследствие того, что рули направления не обдувались струей от винта, управление при взлете бездействовало. Хилл ожидал, повидимому, продольной динамической неустойчивости. Летные испытания, проведенные им в спокойную погоду, не выявили сначала ничего похожего на динамическую неустойчивость.

Самолет „Птеродактиль“ обладал очень хорошими летными характеристиками. На нем можно было совершать полеты и посадку на критическом угле атаки, и при этом управление действовало безотказно.

Самолет „Птеродактиль“ МК-IV принадлежал к классу легких самолетов, хотя на нем был установлен более мощный мотор. На машине были отмечены некоторые недостатки в пилотировании. Летчики жаловались на неудовлетворительную продольную устойчивость при полете в плохую погоду. Этот вопрос был подвергнут изучению, в результате которого оказалось, что недостатки продольного управления вызывались малым демпфированием относительно поперечной оси, характерным для бесхвостых самолетов, и значительным собственным моментом инерции контроллеров относительно осей вращения. Этот недостаток обнаружился не только во время полетов при порывистом ветре, но также и при взлете с неровных аэродромов или во время посадки при ветре.

Самолет МК-IV имел шасси с колесами тандем и модифицированную систему путевого управления с рулем направления на задней кромке. Он был оборудован мотором Армстронг-Сиддлей „Дженет“. Один из первых самолетов „Птеродактиль“ находится в настоящее время в лондонском научном музее.

По вышеуказанным причинам было бы нецелесообразно проводить сравнение характеристик, эквивалентных на первый взгляд, легких самолетов Хилла и Липпиша („Птеродактиль“ МК-I и „Дельта“) на том основании, что оба они представляют собой двухместные самолеты, оборудованные одинаковыми моторами и толкающими винтами. Однако хотя и не предполагалось, что самолет „Птеродактиль“ явится приближением к летающему крылу, он обнаружил весьма неплохие



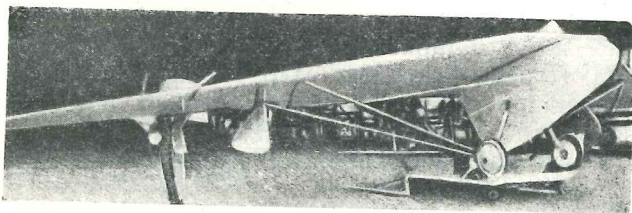
Фиг. 38. „Птеродактиль“ — первый самолет проф. Хилла

летные данные: максимальная скорость 113 км/час при фактической нагрузке 298 кг (т. е. нагрузке на крыло 14 кг/м²), минимальная скорость полета 96 км/час. Характеристики приведены для самолета с мотором Бристоль „Черуб“.

Хилл установил ценную особенность своих самолетов, состоящую в быстром переходе от полета на минимальной скорости к полету на режиме, соответствующем меньшим углам атаки без промежуточного пикирования с увеличением скорости. Эта особенность, характерная лишь для бесхвостых самолетов, устраняет частые аварии, происходящие при полете у земли.

В результате успешных летных испытаний, проведенных в 1925—1926 гг., работа над самолетами „Птеродактиль“ была поручена заводу Вестланд Эйркрафт, с которым Хилл вошел с этой целью в контакт. Первоначальные плавающие контроллеры, выполненные по патенту Хилла (№ 240572, 1924 г.), были признаны неудовлетворительными по ранее упомянутым причинам.

Таким образом, последующие опытные самолеты были оборудованы практически обычными элеронами—рулями высоты, т. е. органами управления, соответствующими патенту Хилла 427-186. Плавающие концевые контроллеры были сняты и на концевых частях крыльев крепились элероны—



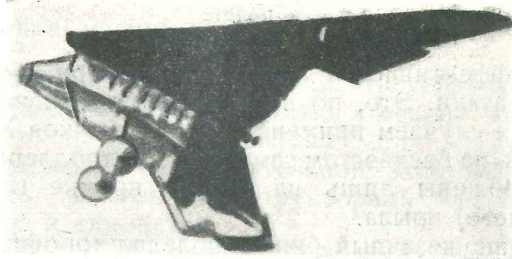
Фиг. 39. Моноплан Хилла „Птеродактиль“

рули высоты. Такие контроллеры становятся, конечно, неэффективными при критических или близких к ним углах атаки и совершенно выходят из строя при углах атаки, превышающих критические. Наряду с этим на конце крыла были установлены рули направления в виде шайб.

В 1932—1933 гг. фирма Вестланд построила трехместный закрытый моноплан с высокорасположенным крылом и с мотором Де-Хэвилленд „Джипси“ мощностью 130 л. с., приводящим в действие толкающий винт. Этот самолет Вестланд-Хилл „Птеродактиль“ МК-IV был подвергнут тщательным летным испытаниям наряду с испытаниями в аэродинамической трубе. Авиационный исследовательский комитет опубликовал ценные отчеты по этим испытаниям. Интересная особенность этого бесхвостого самолета заключалась в возможности изменения стреловидности крыльев в полете посредством специальной передачи в комбинации со стяжным болтом. Стреловидность можно было изменять примерно на 5°. Это изменение дает в основном такой же эффект, как перемещение центра тяжести относительно крыла, оно позволяет достигнуть идеальной продольной балансировки в полете. Шасси состояло из двух колес, расположенных тандем; переднее было

управляемым, а заднее оборудовано тормозом. Под концами крыльев были предусмотрены костыли.

Вообще этот бесхвостый самолет был весьма удачным, и приходится сожалеть, что не производилась дальнейшая работа по его усовершенствованию. Учитывая, что мотор не мог быть пол-



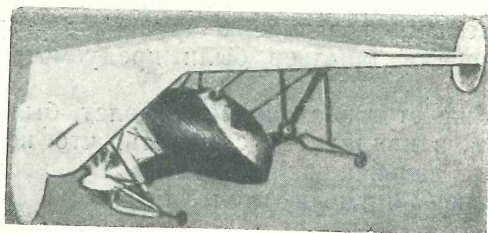
Фиг. 40. Самолет „Птеродактиль“ в полете

ностью использован из-за недостаточного охлаждения, следует отметить, что этот самолет обладал хорошими летными данными. Он развивал максимальную скорость 176 км/час. Вертикальная скорость у земли составляла 3,8 м/сек и превышала соответствующую скорость самолета Де-Хэвилленд „Пусс Мос“ аналогичного типа.

Таким образом, летные свойства этого бесхвостого самолета были удовлетворительными по сравнению с аналогичными типами самолетов, за исключением управления пути на малой скорости полета. Взлет был сложен и требовал особого умения, однако в остальном на самолете „Птеродактиль“ МК-IV было легко летать, и управлялся он сравнительно просто. Улучшилась продольная устойчивость самолета. Длина разбега при взлете составляла 230 м.

После проведения тщательных экспериментов с моделью были начаты полетные испытания на штопор. Выход самолета из штопора был не так уже сложен. Испытания моделей показали, что концевые шайбы на крыле не имели большого значения для выхода из штопора, что подтверждается летными испытаниями, но контроллеры обладали достаточной эффективностью для выведения самолета из штопора. К сожалению, летные испытания должны были быть остановлены ввиду необходимости смены мотора после всего лишь 50-часовой работы. Таким образом, остались незаконченными очень ценные эксперименты.

В 1943 г. исследовательская работа была завершена постройкой двухместного военного биплана, оборудованного мотором Роллс-Ройс мощностью 700 л. с. и тянущим винтом (фиг. 41—42). Этот самолет „Птеродактиль“ МК-V был первым современным бесхвостым самолетом военного назначения. Военное назначение этого необычного самолета объяснялось, очевидно, преимуществом, вызванным наличием свободного сектора обстрела с заднего сиденья. Конструктивные особенности этого самолета точно соответствовали конструктивным особенностям моноплана МК-IV, за исключением того, что впереди контроллеров располагались автоматические предкрылки для повыше-



Фиг. 41. Самолет „Птеродактиль“ V в полете

ния эффективности контроллеров при больших углах атаки. Это, по всей вероятности, является первым случаем применения предкрылков Хендли-Пейджа на бесхвостом самолете. Контроллеры были расположены лишь на задней кромке главного (верхнего) крыла.

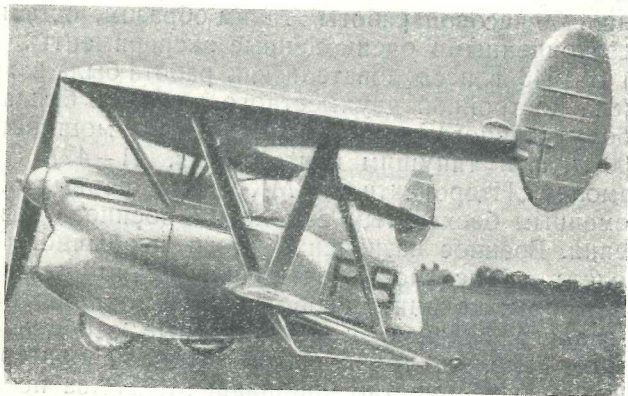
Вышеуказанный биплан обладал хорошими летными данными и неоднократно демонстрировался в полете. Однако так как эти летные данные были несколько хуже данных обычных военных двухместных самолетов, применение самолета „Птеродактиль“ оказалось нецелесообразным.

К сожалению, после этой попытки дальнейшая работа была прекращена.

Хилл, очевидно, не потерял интереса к разрешению проблемы бесхвостого самолета. В недавно опубликованном описании патента (№ 558498, январь 1944 г.) рассматривается приспособление для продольной балансировки бесхвостого самолета Хилла „Птеродактиль“, состоящее из законцовок крыльев, регулируемых в полете относительно поперечной оси посредством нереверсивного управления. Согласно патенту органы управления в виде элеронов образуют часть отогнутых концов крыльев. Сами по себе концы крыльев можно наклонять лишь книзу, так что при этом образуется отрицательное поперечное V.

Отрицательное поперечное V на концах крыльев при критическом или близком к нему угле атаки предназначено для предотвращения срыва потока с концов крыла.

На большой скорости полета концы крыльев следует регулировать так, чтобы они находились в одной плоскости с основным крылом. Работы Хилла заинтересовали английских конструкторов. Хэлтонским аэроклубом был построен бес-



Фиг. 42. Биплан Хилла „Птеродактиль“ V



Фиг. 43. Усовершенствованный вариант планера Черановского выпуска 1925 г. с крыльями параболической формы

хвостый гоночный одноместный моноплан, на который оказала непосредственное влияние конструкция самолета „Птеродактиль“.

Конечный результат испытаний этого моноплана не был, повидимому, удовлетворителен из-за дефектов плавающих концевых контроллеров. Бесхвостый самолет „Хэлтон“, сконструированный в 1928 г. и построенный в 1930 г. после ряда модификаций, был оборудован автоматическими предкрылками по всей передней кромке, за исключением плавающих контроллеров. На самолете были установлены два мотора Бристоль „Черуб“ с приводом к толкающему и тянущему винтам, как у самолета Липпиша-Физелер „Уосп“. „Хэлтон“ имел одноколейное шасси велосипедного типа. Переднее колесо было управляемым вместе с обтекателем, который должен был действовать в воздухе как руль направления.

Расчетная максимальная скорость составляла 193 км/час.

Русское летающее крыло

На первых планерных соревнованиях в Феодосии (Крым) в 1923 г. принимал участие планер типа „летающее крыло“. Крыло параболической формы с небольшим размахом и малым удлинением возбудило общий интерес.

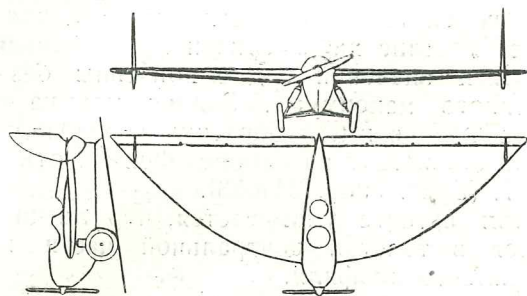
Конструктором этого „летающего крыла“ был русский студент Б. Черановский.

При последующих состязаниях усовершенствованные варианты аппарата дали очень хорошие результаты. Были отмечены удовлетворительная устойчивость и управляемость и хорошие летные данные, главным образом благодаря исключительно малому весу конструкции.

Исследования в аэродинамической трубе, проведенные в лаборатории проф. Н. Е. Жуковского, стимулировали постройку бесхвостых легких самолетов Черановского.

Первый планер был построен с крылом параболической формы, с профилем большой относительной толщины и контроллерами, расположенными вдоль задней кромки. Вертикальный руль направления был укреплен над задней кромкой. Планерист находился в крыле, из которого выступала только его голова (фиг. 43).

В 1930 г. Черановский придал крылу треугольную форму. Летчик помещался в гондоле, а по



Фиг. 44. „Парабола“ Черановского-Грукон, построенная ЦАГИ в 1931 г.

концам крыла были установлены концевые шайбы. Планер этот, отличавшийся простотой конструкции, обладал хорошей устойчивостью¹. Органы управления размещались по всему размаху. В отличие от „Дельта“ I они подразделяются на внутреннюю пару, применяемую лишь для балансировки, и наружную, служащую для управления. Опытный легкий самолет ХАИ-3 выпуска 1933/34 г. имел крыло трапецевидной формы. Мотор М-11 в 100 л. с., приводивший в действие тянущий винт, был установлен между гондолами впереди крыла, в одной из которых размещался летчик. Самолет этот имел по концам крыла контроллеры в виде элеронов, исполнявших функции и рулей высоты.

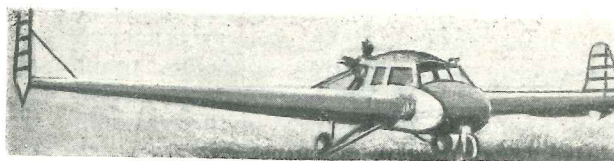
Вертикальное оперение было расположено по оси самолета и состояло из киля и руля поворота. Одновременно с рулем поворота приводились в действие и концевые тормоза, расположенные в плоскости крыла, отклонявшиеся вверх и вниз. ХАИ-4 выпуска 1934 г. был оборудован таким же мотором М-11 мощностью в 100 л. с. Полетный вес его был равен 848 кг, а максимальная скорость 218 км/час. Конструкция этих самолетов была разработана Харьковским авиационным институтом. Со времени испытания бесхвостого легкого самолета Черановского Бич-7 в 1931/32 г. о его работе не было сведений.

Двухместный самолет Бич-7 (фиг. 44) был оборудован мотором Бристоль „Люцифер“ мощностью 100 л. с. и имел полетный вес 848 кг, размах крыла 12 м и площадь крыла около 30 м². Французский конструктор Ришар представил в 1930 г. проект гигантской летающей лодки типа „летающее крыло“ с крылом параболической формы и полетным весом 400 т. Ришар известен как конструктор больших летающих лодок.

Внутри крыла лодки Ришара размещалось газообразное горючее. Мощность моторов составляла 40000 л. с.

Проект Ришара подтвердил целесообразность идеи Черановского для больших самолетов, однако об этом смелом проекте в дальнейшем не было сведений.

¹ Необходимо отметить, что планер Бич-8, о котором здесь идет речь, был построен Б. И. Черановским еще в 1928 г., а впервые был испытан в полете в 1929 г. Таким образом, приоритет создания бесхвостого самолета с треугольным крылом в плане (тип „Дельта“), принадлежит не Липпишу, а Черановскому (п р и м. ред.).

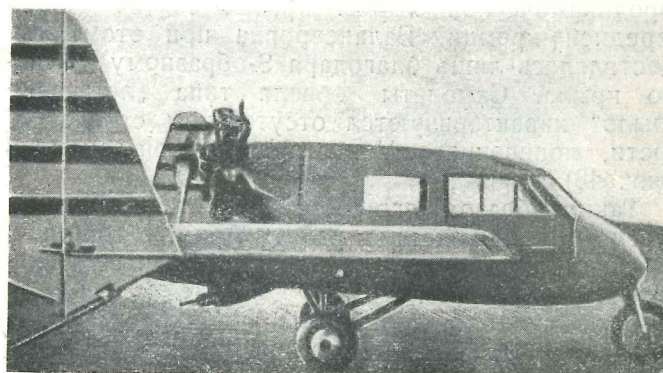


Фиг. 45. Трехместный бесхвостый самолет Ньюпор 941Т выпуска 1935 г. с мотором Салмсон в 175 л. с.

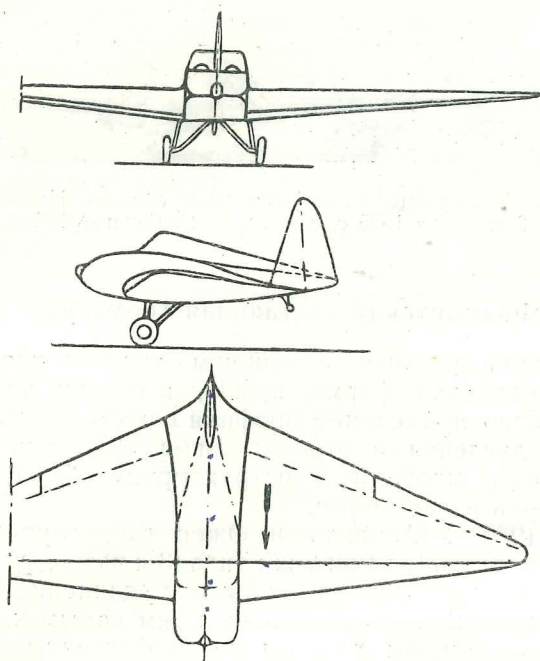
Французская „летающая геометрия“

Использованная Липпишем треугольная или трапецевидная форма крыла, в основу которой положено применение профиля с постоянным центром давления и отрицательной закрутки, применялась многими конструкторами бесхвостых планеров и самолетов.

В 1930 г. Абриаль и Ожер сконструировали легкий самолет такого же типа (3-я часть, фиг. 10). Он имел трапецевидное крыло с удлинением, равным лишь 2,9, и приближался тем самым к самолету с круглым крылом со свойственными ему аэродинамическими характеристиками (затянутый срыв потока). Был принят средней толщины профиль с S-образной средней линией. Отрицательная закрутка была невелика, так, что положительная устойчивость обеспечивалась благодаря обратному перемещению центра давления профиля. Этот самолет был низкопланом с трехколесным шасси и рулями направления в виде концевых шайб. На самолете был установлен мотор мощностью 95 л. с. с приводом к толкающему винту. Результаты летных испытаний этого самолета опубликованы не были. На парижской авиационной выставке в 1923 г. фирма Ньюпор-Деляж (проявлявшая интерес к бесхвостому самолету примерно двадцать лет назад) показала интересный бесхвостый моноплан с низкорасположенным крылом, который, за исключением удлинения крыла, был сходен с конструкцией Абриаля и Ожера (фиг. 45 — 46). Это был трехместный самолет с крылом треугольной формы в плане и звездообразным мотором, мощностью 175 л. с. с приводом к толкающему винту. Однолонжеронное крыло типа Стигера было выполнено из стальных сварных труб. Хотя самолет „Ньюпор“ 941Т совер-



Фиг. 46. Трехместный бесхвостый самолет Ньюпор 941Т выпуска 1935 г. с мотором Салмсон в 175 л. с.



Фиг. 47. Бесхвостый легкий двухместный самолет Фовеля AV-10 1935 г.

шал вполне успешные полеты, однако дальнейшая работа по его усовершенствованию прекратилась. Повидимому, он не получил свидетельства о пригодности к полету.

Летающее крыло Фовеля

Работа француза Шарля Фовеля оказалась более успешной. Он начал систематические исследования примерно с 1926 г., сочетая опыты в аэродинамической трубе с летными испытаниями планеров и легких самолетов.

Шарль Фовель считал, что самоустойчивость крылу целесообразно придавать без помощи стреловидности путем S-образного изгиба средней линии профиля. Кроме того, он ясно указал, насколько важно для продольной устойчивости положение центра тяжести относительно аэродинамического фокуса крыла, и облегчил тем самым правильное понимание проблемы устойчивости бесхвостого самолета. Фовель располагал центр тяжести своих самолетов на 12—22% средней аэродинамической хорды крыла, считая от его передней кромки. Балансировка при этом осуществлялась лишь благодаря S-образному профилю крыла. Самолеты Фовеля типа „летающее крыло“ характеризуются отсутствием стреловидности, поперечного V и отрицательной закрутки (фиг. 48).

Таким образом, его работа является непосредственным продолжением работы Арну, с той лишь разницей, что крыло его конструкции имеет значительное сужение.

Известно, что для крыла с большим сужением характерен на режиме потери скорости срыв потока с концов. Не исключена возможность, что эти свойства конического крыла с применением профилей со средней линией S-образной

формы изменятся к лучшему, так как для профилей этого типа характерна пологая кривая максимальных значений подъемной силы без ярко выраженного максимума. Задняя кромка крыла самолета Фовеля имеет обратную стреловидность. Основной патент на самолет Фовеля относится к 1929 г. (Брит. спец. 344653).

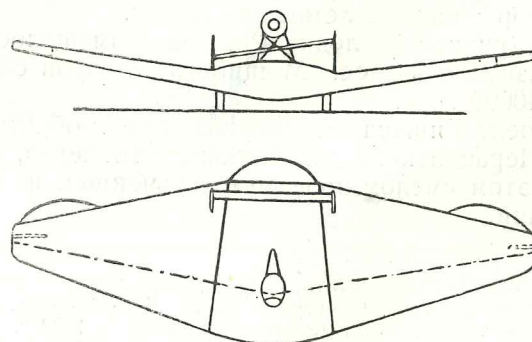
В этом патенте указывается, что летчик размещается в толстой центральной части крыла симметричного профиля.

Так как оптимум качества самоустойчивых профилей Фовеля имеет место на малых углах атаки, то индуктивное сопротивление оказывается меньшим, вследствие чего приемлемо умеренное удлинение. Фовель утверждает, что на его плане в 1934 г. было достигнуто качество не менее 21 при удлинении, всего лишь равном 8.

Другой особенностью конструкции Фовеля является попытка достижения удовлетворительного обзора для летчика. Это повлияло на выбор формы крыла в плане, по этой и другой причинам он отказался также от рулей направления на концах крыла, заменив их центральным килем и рулем направления в задней части мотогондолы.

Первый одноместный легкий самолет Фовеля AV-2 был построен фирмой Кодрон в 1933 г. После нескольких испытаний AV-2 был поврежден при посадке. Его мотор А.В.С. Скорпион мощностью 34 л. с. был установлен высоко над крылом и приводил в действие толкающий винт. Изменение продольной балансировки при включении винта у этого самолета должно было быть весьма значительным. Двухместный самолет AV-10 выпуска 1934 г. с сиденьями, расположенными рядом, построенный фирмой, созданной Фовелем, имел тянущий винт, вращающийся мотором „Побджой“, мощностью 75 л. с. Крыло AV-10 имело удлинение 5,4. Шасси — обычной конструкции. Этот небольшой бесхвостый самолет был представлен на парижской авиационной выставке (фиг. 47).

AV-10 не только удовлетворял сложным требованиям французского свидетельства о пригодности к полету, но и совершил в 1936 г. полет на высоте 7162 м. Этот полет выявил высокие аэродинамические характеристики самолета, так как он был оборудован невысотным мотором. Максимальная скорость составляла 185 км/час, крейсерская скорость 164 км/час и длина разбега при взлете всего 55 м.



Фиг. 48. Летающее крыло Фовеля типа Арну, запатентованное в 1930 г.

Вопреки надеждам, анонимное общество „Летающее крыло“ (Société Anonyme l'Aile Volante) прекратило деятельность из-за отсутствия заказов, и больше не было сведений о работах Шарля Фовеля по бесхвостым самолетам.

Самолет Нортроп „летающее крыло“

В течение ряда лет американская авиационная фирма Нортроп работала над проблемой самолета типа „летающее крыло“. Исследования в натуру начались примерно в 1930 г. испытанием самолета с крылом большой относительной толщины профиля, имевшем обычное хвостовое оперение, установленное на ферме. Мотор и два человека экипажа располагались в утолщенной центральной части крыла. Самолет был оборудован толкающим винтом.

Летом 1940 г. были проведены летные испытания одноместной модели большого многомоторного транспортного самолета в половину натуральной величины.

Военный вариант этого транспортного самолета был, видимо, также предусмотрен. Фотоснимки и некоторые данные по постройке фирмой Нортроп летающей модели, пилотируемой человеком, были опубликованы в 1941 г. Крыло двухмоторного самолета типа „летающее крыло“ имеет треугольную форму в плане и размах 11,5 м. Два мотора воздушного охлаждения были полностью утоплены в крыле и приводили в действие два толкающих винта, расположенные за задней кромкой.

Все агрегаты утоплены в крыле, выступает только прозрачный колпак над головой летчика.

Трехколесные шасси полностью убирающееся, моторы — мощностью 65 л. с., которые впоследствии были заменены моторами мощностью 120 л. с. На чертежах патента Нортропа изображено крыло с отогнутыми концами и органами управления, расположенными в задних кромках концов крыльев.

Регулировка в полете осуществлялась по указанному выше способу Г. Т. Р. Хилла. Профиль крыла был, видимо, симметричным. Стреловидность, поперечное V и закрутку крыла можно было менять в полете¹.

„Элевоны“ фирмы Нортроп являлись комбинацией рулей высоты и элеронов и представляли собой закрылки на задней кромке. Были испытаны также некоторые приспособления для увеличения подъемной силы, однако они оказались неудовлетворительными. Проблема управления пути не была полностью разрешена. До ноября 1940 г. на этой модели было совершено около 200 экспериментальных полетов. Согласно сведениям, опубликованным в печати, летающая модель Нортроп оказалась чрезмерно устойчивой, в связи с чем должна была быть модифицирована.

О дальнейшей работе Нортропа в этом направлении не было сведений.

¹ Достоверность этого смелого утверждения оставляем на совести А. Р. Вейля. Нам кажется, что изменение всех указанных параметров, если и можно было осуществить, то только на земле путем несложных переделок, заранее предусмотренных в конструкции самолета (п р и м. р е д.).

В описании экспериментов Нортропа упомянулось, что опущенный „ластовидный“ конец крыла „заменяет обычное вертикальное оперение“ и что „его применение обеспечивает любую комбинацию поперечной и путевой устойчивости без потери подъемной силы“.

Следует отметить, однако, что применение таких концов крыльев не является новостью.

Аналогичные приспущенные концы крыльев были предложены и испытаны много лет назад на самолете Денна выпуска 1911 г. Тем не менее Д. К. Нортропу принадлежит неоспоримая часть постройки и испытания первого полноценного самолета „летающее крыло“. Описание испытания модели самолета Нортроп и сообщение о деталях конструкции послужили большим толчком для развития конструкторской мысли в этом направлении.

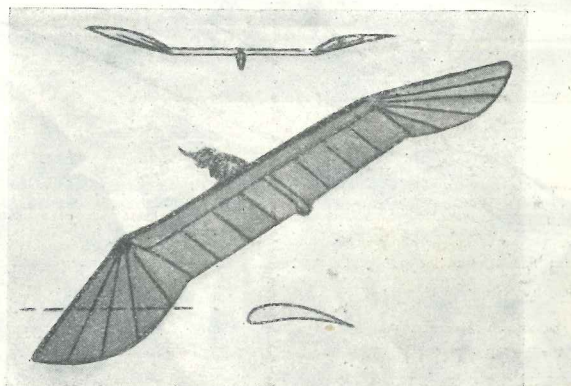
Другим американским бесхвостым самолетом был моноплан Акермана с низкорасположенным крылом, появившийся в 1936 г. (фиг. 67). Треугольное крыло было снабжено шайбами по концам, а вдоль передней кромки проходила щель. К крылу крепились две пары рулевых закрылков щелевого типа.

Крыло не имело резко выраженного поперечного V. Этот опытный одноместный самолет имел трехцилиндровый мотор с приводом к тянущему винту. Самолет имел шасси обычного типа с ориентирующимся хвостовым колесом. Результаты испытаний неизвестны, о дальнейшем развитии его также ничего неизвестно.

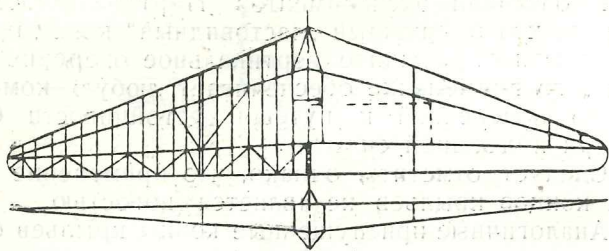
Летающее крыло Шуля

Рудольф Шуль (Магдебург) строил в период 1928 — 1930 гг. бесхвостые летающие модели планеров, имевшие по концам обычного прямоугольного крыла законцовки в виде некоторой конической поверхности, вершина которой находилась где-то впереди крыла. На Ронских планерных состязаниях 1930 г. эти модели настолько хорошо летали, что год спустя Шулем, в соответствии с его патентом, был построен планер для полета человека (фиг. 49).

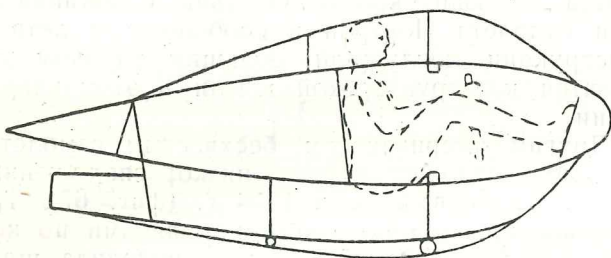
Планер этот, как и модели Шуля, был с крылом прямоугольной формы в средней части и законцовками, изогнутыми по конической поверхности. Поперечное V в центральной части крыла



Фиг. 49. Крыло Шуля по патенту 1930 г.



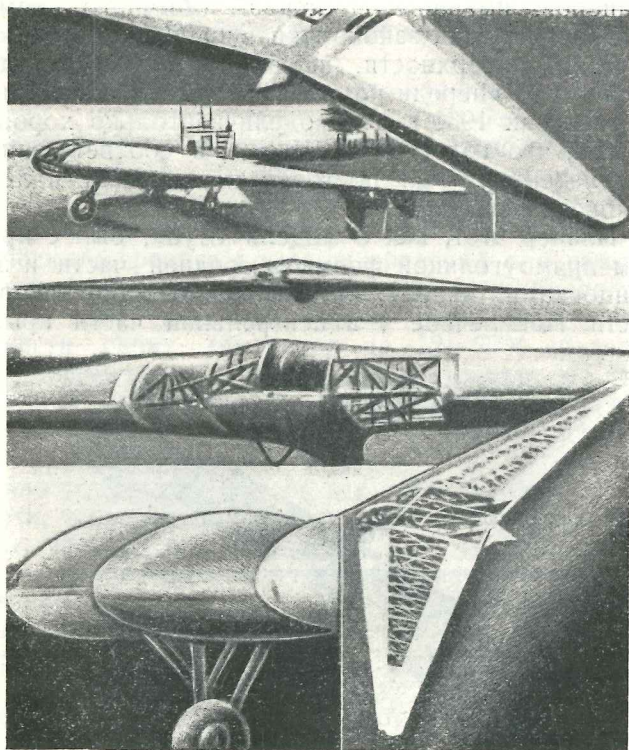
Фиг. 50. Первый планер братьев Хортен типа „летающее крыло“



Фиг. 51. Положение летчика в планере „Хортен“ I выпуска 1933 г.

отсутствовало. Центральная часть крыла планера Шуля имела профиль с небольшим перемещением центра давления. На законцовках крыла располагалось обычное управление типа закрылков, контроллеры и рули направления типа Липпиша в виде шайб. Этот планер неоднократно совершал удивительные планирующие полеты.

После прихода нацистов к власти Шуль бежал



Фиг. 52. Планер „Хортен“ II выпуска 1935 г. с лежащим летчиком

из Германии, и о его дальнейшей работе ничего неизвестно.

Деятельность братьев Хортен

Работа братьев Хортен началась постройкой в 1934 г. в Германии планера типа „летающее крыло“ и явилась успешным продолжением работ Липпиша. Первый планер братьев Хортен имел крыло треугольной формы с утолщенным центропланом для летчика (фиг. 50). Вертикальное оперение и поперечное V отсутствовали. Применялся симметричный профиль (фиг. 51) в соединении с отрицательной закруткой. Элероны и рули высоты являлись отдельными частями задней кромки, управление пути осуществлялось тормозными щитками на нижней поверхности крыла, впоследствии эти щитки устанавливались также на верхней поверхности.

Вариант этого планера выпуска 1938 г. „Хортен“ III (фиг. 55), рассчитанный на слепые и фигурные полеты, имел крыло с большей стреловидностью, причем задняя кромка также имела стреловидность. Это „летающее крыло“ имело на задней кромке три пары закрылков. Внутренняя пара явилась посадочными закрылками, две остальные пары — рулевыми закрылками.

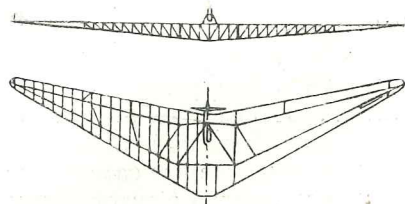
Центральная часть крыла была выполнена из стальных труб. Консольные части крыла — легко-съемные. В отличие от обычной планерной практики данный планер был оборудован убирающимся одноколесным шасси. Профиль крыла был также симметричным. Один из двух планеров этого типа, принимавший участие в планерных состязаниях, летал с „форфлюгелем“, т. е. с небольшим стреловидным крылышком, расположенным впереди над передней кромкой центральной части крыла.

Судя по описаниям, планер „Хортен“ III не мог быть введен в штопор. Планер мог пикировать до 467 км/час. При размахе 20 м и площади крыла 36 м² достигался угол планирования 1/32 и скорость снижения 0,5 м/сек (фиг. 56).

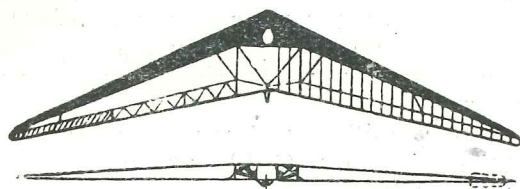
Во время планерных состязаний была достигнута высота 5180 м и было совершено несколько маршрутных парящих полетов.

Самолет Хортен II „Хабиخت“ представлял собой большой легкий самолет, с мотором Хирт 60 л. с. и толкающим винтом (фиг. 52—54). Он являлся планером с вспомогательным мотором. В противоположность Липпишу братья Хортен считали, что „летающее крыло“ является идеальной формой планера, и они весьма убедительно доказали справедливость своей точки зрения. Крыло этого самолета имело стреловидность как передней, так и задней кромки. Все последующие конструкции Хортен имеют такую же стреловидную форму.

На планере бр. Хортен этого же типа, но построенного в 1942 г., летчик располагался стоя на коленях. С конструктивной точки зрения это является преимуществом, так как позволяет размещать планериста в пределах обводов крыла, кроме того, это приближает центр тяжести к передней кромке и обеспечивает значительно лучший обзор. Не исключена возможность, что вышеуказанное положение планериста выбрано для изучения влия-



Фиг. 53. Планер, изображенный на фиг. 52, с мотором Хирт в 60 л. с. с длинным валом (выпуск 1936 г.).



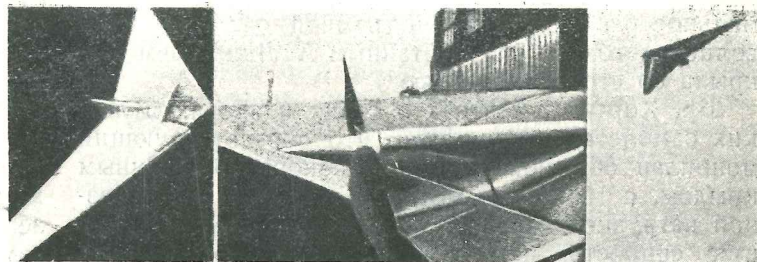
Фиг. 55. Планер „Хортен“ III

ния перегрузок, испытываемых при полете на больших скоростях.

Форма крыла этого планера с удлинением 21 сильно напоминает форму крыла бесхвостого планера с рекордными характеристиками, запроектированного и опубликованного в 1938 г. майором авиации Д. М. Бакстоном (фиг. 58).



Фиг. 56. Планер Хортен, показавший хорошие результаты при состязаниях в Роне в 1939 г.

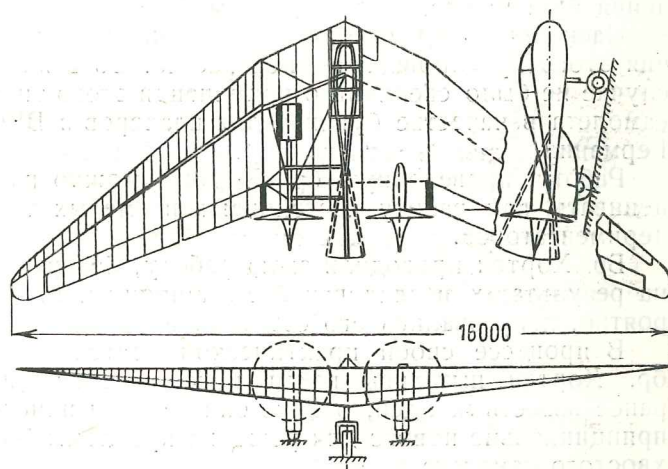


Фиг. 54. Планер, изображенный на фиг. 52, с мотором Хирт в 60 л. с. с длинным валом (выпуск 1936 г.).

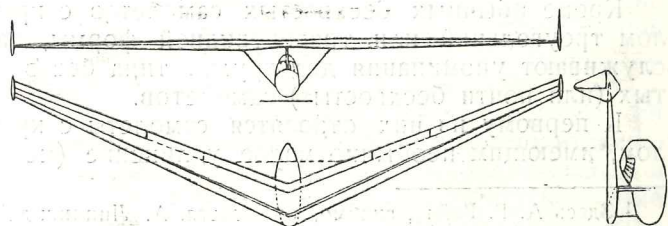
Все планеры и легкие самолеты бр. Хортен прошли летные испытания. Что касается планеров, то бр. Хортен в своих статьях утверждали, что они не уступают по своим характеристикам лучшим планерам нормальной схемы. На этих самолетах типа „летающее крыло“ были совершены маршрутные парящие полеты дальностью более 290 км, а также подъем в термиках на высоту более 6400 м. При этих подъемах приходилось лететь вслепую в облаках, причем иногда имело место обледенение. Единственная зарегистрированная до настоящего времени авария с жертвами (Блех) была вызвана повреждением конструкции крыла.

Позднее братья Хортен сконструировали планер для парящих и высотных полетов в термиках.

Для повышения маневренности было выбрано при этом удлинение 4,37. Крыло в целях минимального индуктивного сопротивления имело серповидную форму с параболической передней и задней кромками. Эта форма крыла давала опти-



Фиг. 57. Двухмоторный буксировщик планеров „Хортен“ V



Фиг. 58. Планер Бакстона 1938 г., аналогичный по форме крыла некоторым планерам типа Хортен

маленькое распределение подъемной силы (расчеты велись методом, разработанным А. Липпишем для крыла со стреловидностью¹⁾).

Бр. Хортен в статьях о своих планерах и легких самолетах утверждали, что соответствующий моноплан обычной схемы с низкорасположенным крылом, с таким же мотором и такой же полезной нагрузкой давал на 30% меньшую максимальную скорость, чем самолет „летающее крыло“. Кроме того, ими же было заявлено, что легкий самолет „летающее крыло“ бр. Хортен имел диапазон скоростей не менее, чем 4—6.

Большой двухмоторный самолет этого типа — „Хортен“ V — был испытан в полете еще до войны (фиг. 57). Этот самолет был задуман как буксир для планеров. Отсутствие хвостового оперения делает „летающее крыло“ особенно пригодным для этой цели и устраняет ряд трудностей, испытываемых при применении самолетов обычной схемы. Самолет „Хортен“ V имел трапецевидные крылья со стреловидностью. Крылья имели поперечное V лишь на нижней поверхности. Размах крыла составлял 16 м. Два рядных мотора были полностью утоплены в крыле и приводили в действие толкающие винты с помощью длинных валов.

Самолет имел трехколесное неубирающееся шасси. Профиль крыла был практически симметричным. На самолете имелось два совершенно закрытых сиденья, расположенные tandem, причем летчик размещался в передней части крыла. Единственной выступающей деталью был длинный обтекатель кабины. Крепление планера осуществлялось с помощью поворотного стержня, выступающего из крыла назад для предотвращения зацепления буксирного троса с винтами.

Насколько удовлетворительно прошли испытания этого буксировщика — неизвестно. Во всяком случае не было сведений о применении этого типа самолета в качестве буксира для планеров в ВВС Германии.

Работу, проведенную бр. Хортен, можно оценивать, как работу настойчивых и смелых экспериментаторов.

Бр. Хортен проводили свою работу, базируясь на результатах исследований А. Липпиша, и, вероятно, пользовались его советами и указаниями.

В процессе своей практической деятельности бр. Хортен пытались найти новое применение ранее известных идей, однако они не дали ничего принципиально нового для решения проблемы бесхвостого самолета.

Геометрические формы

Кроме обычных бесхвостых самолетов с крылом треугольной или трапецевидной формы, заслуживают упоминания два других типа бесхвостых (или почти бесхвостых) самолетов.

К первому из них относятся самолеты с крылом, имеющим необычно малое удлинение (мень-

ше 3). Обычно такие самолеты не имеют хвостового оперения и фюзеляжа вследствие большой глубины крыльев в центральной части.

Изобретатели всегда одобрительно относились к крыльям с очень большой хордой и небольшим размахом, некоторые старые самолеты (как, например, небольшой моноплан Сантос Дюмона „Демуазель“) имели удлинение, равное 2. Однако эти самолеты, за исключением некоторых вышеупомянутых самолетов с параболическими крыльями, не представляют большого интереса для данного обзора. Х. Хейден получил в 1922 г. патент на ромбовидное крыло с удлинением около 1, обладавшее, согласно его утверждениям, большой подъемной силой и хорошими летными характеристиками.

Примерно в 1932 г. были сделаны серьезные попытки, особенно в США, использования аэродинамических особенностей крыльев малого удлинения, в связи с чем в аэродинамической лаборатории НАСА было произведено их исследование.

Давно было известно, что при удлинении, приближающемся к 1 (т. е. в случае квадратного или круглого крыла), законы, соответствующие теории индуктивного сопротивления Ланчестера-Прандтля, неприменимы.

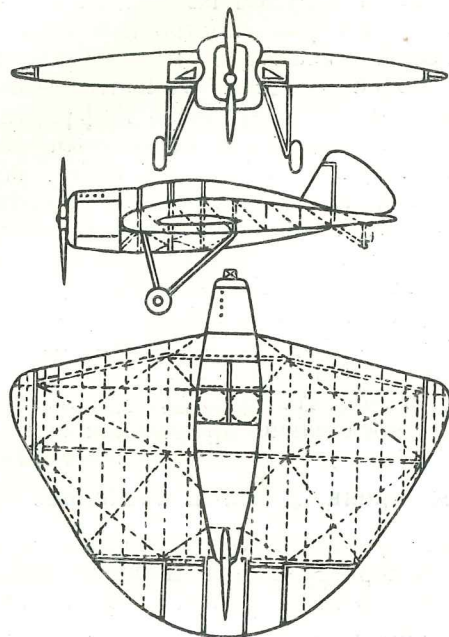
В процессе проведения исследовательской работы действительно оказалось, что величины индуктивного сопротивления, определенные теоретическим путем, значительно выше величин, полученных при испытаниях в аэродинамической трубе. Причина этого явления кроется в том, что обтекание этих крыльев является, несомненно, трехразмерным, вследствие чего теория Прандтля не может быть применена.

Однако более важное значение этого трехразмерного потока со значительной составляющей по размаху заключается в том, что в случае крыльев с очень малым удлинением срыв потока затягивается до очень большого угла атаки (45° и даже больше), благодаря чему можно получить большие величины максимальной подъемной силы и опасность авторотации (т. е. штопора) практически отсутствует.

Столь выдающиеся преимущества крыльев этого типа служат, конечно, веским основанием для использования очень малого удлинения при постройке самолетов. Самолет, который позволил бы производить мягкую „парашютную“ посадку, безусловно явился бы большим шагом вперед в деле создания безопасного воздушного транспорта. Одним из первых самолетов с крылом малого удлинения был моноплан С. Л. Шнайдера и Р. Д. Хоффмана „Эруп“. Его крыло было выполнено в форме полукруга, к которому прикреплялись концевые элероны (повидимому, плавающего типа). Прямой край полуокружности образовывал переднюю кромку. Удлинение крыла составляло 2,2, т. е. оно превышало оптимальный диапазон, указанный С. Х. Циммерманом (НАСА). Руль высоты был размещен на изогнутой задней кромке. Для обеспечения продольной устойчивости применялся профиль крыла с малым перемещением центра давления. Все самолеты „Эруп“ типа „летающее крыло“ имели тянущий винт. Их летные характеристики

¹ Здесь А. Р. Вейль, видимо, ошибается. А. Липпиш действительно разработал упрощенный метод расчета распределения подъемной силы по размаху крыла, однако влияние стреловидности на распределение подъемной силы по размаху в этом методе расчета не учитывается (прим. ред.).

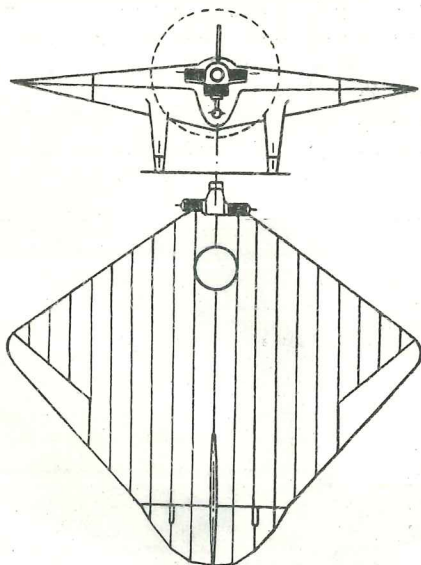
получили весьма высокую оценку. Угол планирования составлял 1:2,6. Самолет Р. Хоффмана, очень сходный с этим самолетом, имел мотор „Циррус“ — 85 л. с. и крыло с устойчивым профилем Мунка (М. 6 и М. 1 на концах) (фиг. 59). С



Фиг. 59. Самолет Хоффмана с мотором „Циррус“ в 85 л. с.

1935 г. об этих конструкциях больше ничего не слышно.

С самолетами этого типа очень сходен итальянский бесхвостый самолет „Канова“, за исключением того, что он имел крыло ромбовидной формы в плане (фиг. 60). На этом самолете применялись обычные элероны, но с наклонной осью.



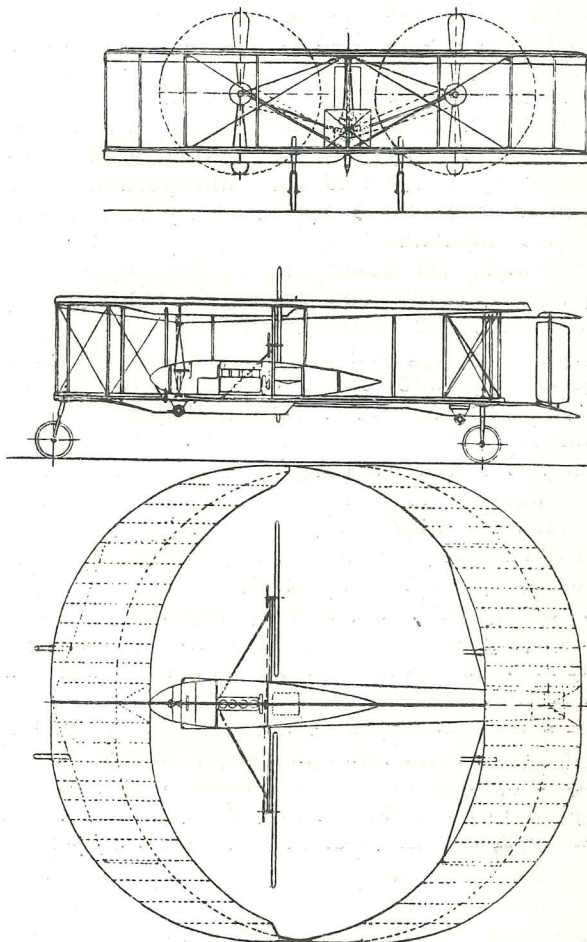
Фиг. 60. Итальянский самолет „Канова“ с мотором в 130 л. с.

Испытания этой конструкции в аэродинамической трубе дали хорошие результаты. После испытаний планер был, повидимому, построен и испытан

в полете с мотором мощностью 130 л. с., но и в этом случае дальнейшая работа была прекращена.

В Америке был построен самолет с абсолютно круглым крылом, расположенным над фюзеляжем. В 1933 г. Фарман построил опытный самолет с удлинением, равным 1,9, оказавшийся весьма устойчивым.

Вторую категорию составляют самолеты с кольцеобразным крылом, они имеют более давнее прошлое. Однако их потенциальные преимущества теоретически не столь очевидны и в то же время не подтверждены научным экспериментом. Тем не менее хорошо известно, что бумажные кольца, нагруженные соответствующим образом, обнару-



Фиг. 61. Биплан Хута выпуска 1908 г.

живают очень большую устойчивость в полете, что, повидимому, нельзя объяснить масштабным эффектом и ламинарным потоком. Неудивительно поэтому, что самолеты с крылом кольцеобразной формы появились в разных странах в одно и то же время.

Первым самолетом этого типа был, по всей вероятности, биплан Фрица Хута — немецкого авиационного инженера. Биплан Хута был построен в 1908 г. и испытывался долгое время на аэродроме в Иоганнстале. Однако результаты испытаний были неудовлетворительными, главным образом из-за неполадок в моторной установке (фиг. 61).

В связи с этой неудачей после постройки двух аналогичных бипланов на заводах Шульце-Херфорд и Шуэлер дальнейшая работа была прекращена.

В Англии работа в этом направлении проводилась примерно год спустя и была значительно более успешной. Мы имеем в виду самолет Цедрика Лии с крылом кольцеобразной формы, спроектированным Майлмэном Ричардсом по проекту Китчена (фиг. 62). Хотя последний вариант самолета этого типа не был в полном смысле слова бесхвостым, подобно биплану Хута, он заслуживает упоминания в данном обзоре. После упорной исследовательской работы удалось создать самолет, на котором были совершены удачные полеты, доказавшие практическую ценность данной конструкции. Основное преимущество заключалось в том, что при весьма малом размахе крыла могут быть достигнуты те же полетные данные, что и на самолете с обычным размахом. Кроме того, на самолете подобной конструкции можно безопасно увеличивать угол атаки до 30° . Война 1914 г. помешала продолжению этой интересной работы, которая в настоящее время заслуживает более глубокого изучения.

Несколько лет назад аналогичное крыло кольцеобразной формы возбудило большой интерес среди германских авиамоделистов.

Крыло Антеса благодаря своей необычной форме обнаружило столь большую устойчивость в полете, что его сочли новым открытием, представляющим большую важность для будущей авиации. С точки зрения аэродинамики идея этого „летающего кольца“ несколько сходна с идеей моноплана Уиллофби „Дельта“ 8.

Аналогичное крыло, но ромбовидной формы, было предметом патента, взятого в 1912 г. А. Х. Эдвардсом. Эдвардс утверждал, что при такой форме крыла представляется возможность обеспечить устойчивое в продольном отношении перемещение центра давления.

Цель же Уиллофби заключалась в устранении опасности непредвиденной потери скорости.

Антес предполагал использовать крыло своей конструкции на гигантской летающей лодке. Более новые проекты бесхвостых самолетов с крыльями

кольцеобразной формы принадлежат Уоррен-Юнгу (ромбовидное крыло) и Л. Пилу.

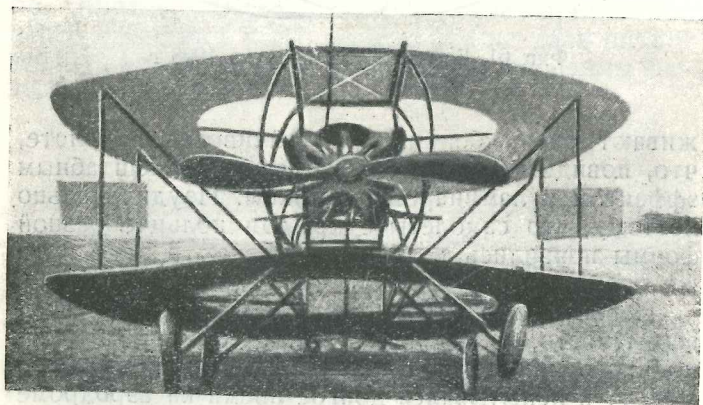
Из сотен проектов бесхвостых самолетов наиболее любопытен самолет, хвостовое оперение которого расположено над крылом. Такой бесхвостый самолет с рулем высоты, расположенным над крылом, был уже построен в 1909 г. Леви-Гайярдом. Однако испытания этого самолета успеха не имели. Более поздним вариантом этой конструкции был самолет де-Руже и Буффорта „Элитроплан“ (фиг. 63). Этот бесхвостый моноплан имел рули направления в виде шайб на концах крыла и мотор мощностью 38 л. с. с толкающим винтом. В последнем варианте этого самолета, выпущенном весной 1939 г., крыло имело профиль с постоянным центром давления и форму с небольшим сужением в плане. На этом самолете были совершены непродолжительные полеты. Конструктивная особенность „Элитроплана“ заключается еще в том, что руль высоты можно также отклонять относительно продольной оси.

Интерес, проявляемый в последнее время

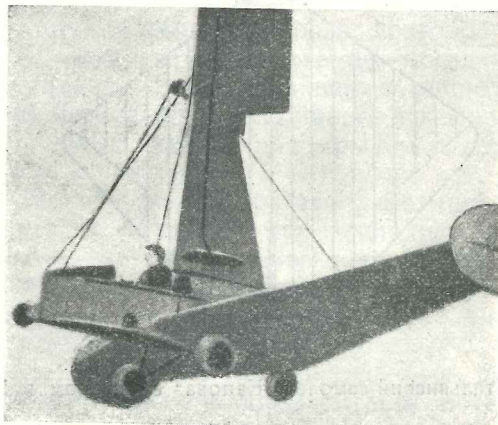
Интерес к схеме бесхвостого самолета не ослабел даже в период, когда мировая авиационная промышленность была занята, в связи с надвигающейся войной, лихорадочной работой по усовершенствованию самолета обычной схемы и размещением громадных заказов на серийную постройку этих машин.

Фирма Хендли-Пэйдж — одна из ведущих английских фирм — уделяла в течение нескольких лет большое внимание самолету типа „летающее крыло“ и связанным с ним проблемам (фиг. 64а и 64б). В бюллетене фирмы „Хендли-Пэйдж“ за январь 1932 г. было высказано убеждение, что „самолет 1952 г. будет выполнен по схеме „летающее крыло“ с крылом почти постоянной ширины, с концевыми контроллерами Хилла, с моторами, утопленными в крыле, которые вращают два толкающих винта, и, конечно, с предкрылками „Хендли-Пэйдж“ (фиг. 65).

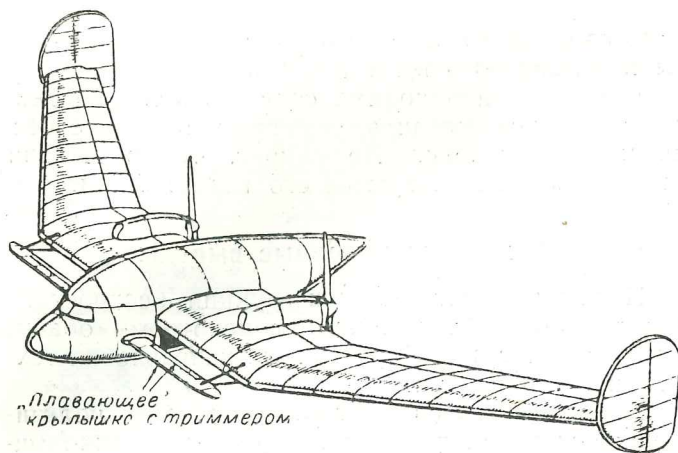
Фирмой был взят патент на управление и продольную балансировку бесхвостых самолетов, а



Фиг. 62. Самолет Цедрика Лии „Круглоплан“, сконструированный Майлмэном Ричардсом, подвергнутый летным испытаниям в Шорхэме в 1911 — 1912 гг.



Фиг. 63. „Элитроплан“
Руже в полете



Фиг. 64а. Бесхвостый самолет Ф. Хендли-Пейдж и Г. В. Лакмана

перед войной была начата постройка опытного двухмоторного самолета.

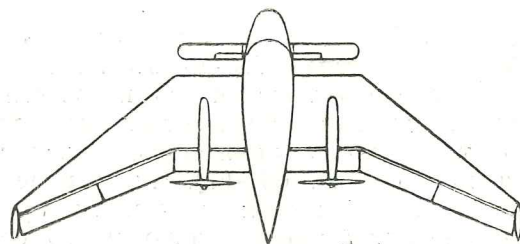
Хендли-Пейдж и Г. Лакманом был взят патент на регулировочное устройство для противодействия пикирующим моментам, возникающим при отклонении закрылков книзу. С этой целью перед носком крыла было установлено плавающее крылышко. Оно соединялось с закрылками с помощью триммера, прикрепленного к „плавающему“ крылышку.

Германский научно-исследовательский авиационный институт (DVL) также проявлял интерес к проблемам управления бесхвостым самолетом. Им взят патент на конструкцию бесхвостого самолета с закрылками в центральной части крыла, хорда которых составляет более половины хорды крыла, и которые крепятся к крылу таким образом, что образуется щель, закрытая, когда закрылок находится в нейтральном положении.

Из патента следует, что для сохранения отрицательной закрутки, вследствие столь большой хорды внутренних закрылков, опускающихся книзу, оказывается необходимым меньший угол отклонения кверху крайних закрылков (см. 4-ю часть, фиг. 48).

Завод Сименса в Берлине также проявил значительный интерес к управлению бесхвостыми самолетами. Им получено несколько патентов на такое управление через посредство одного из своих авиационных инженеров П. И. Костера. Так как этот завод интересовался главным образом автоматическим управлением для самолетов без летчика, то из этого можно заключить, что бесхвостый самолет изучался в связи с самолетами, оборудованными автопилотом и летающими бомбами.

В одном из опубликованных описаний патентов идет речь о бесхвостом самолете, имеющем профиль крыла с практически постоянным центром давления. Продольное управление осуществляется исключительно посредством изменения центровки (т. е. без управления рулем высоты), а управление курсом с помощью рулей направления в виде шайб. Ясно, что для самолетов, оборудованных автопилотами, это может означать упрощение управления.

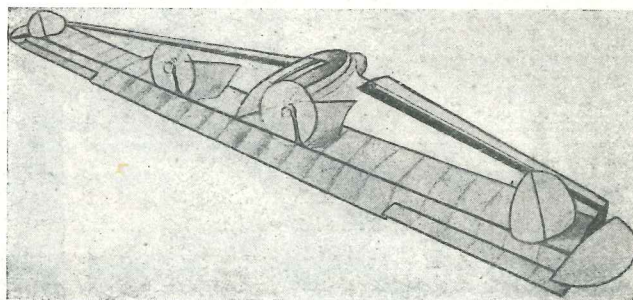


Фиг. 64б. Бесхвостый самолет Ф. Хендли-Пейдж и Г. В. Лакмана

В другом, более раннем патенте описывается способ соединения обычных рулевых закрылков на задней кромке, при котором сохраняется отрицательная закрутка из соображений устойчивости, независимо от отклонения любого рулевого закрылка.

Среди громадного числа интересных предложений, проектов и патентов, относящихся к бесхвостым самолетам, следует отметить „летающее крыло“ француза Шарпантье. Центральная часть крыла этого самолета имеет значительно большую хорду, чем консоли. Эта центральная часть имеет профиль с неустойчивыми характеристиками, но снабжена также закрылками на задней кромке, которая может быть отклонена вверх, что приводит к получению S-образной средней линии. Кроме того, центральная часть крыла отделена килем от консольных частей, эта конструкция находила неоднократно сторонников (как, например, Бурнелли).

К. Грулих, являвшийся во время войны 1914 г. конструктором самолетов Гота, спроектировал несколько лет назад громадную „летающую лодку“ типа „летающее крыло“ с девятью моторами и крылом в форме бумеранга. Одна из особенностей этой лодки заключалась в расположении рулей направления и килей непосредственно за девятью толкающими винтами; последние были расположены над задней кромкой крыла. Интересный бесхвостый самолет с почти постоянной шириной крыла был построен в Филадельфии фирмой Тускар Металс и испытан в 1938 г. (фиг. 68). Это был двухместный самолет с мотором в 95 л. с. и толкающим винтом. Его максимальная скорость составляла 193 км/час. Крыло имело небольшую трапецевидность по передней кромке и незначительное поперечное V. На прямой задней кромке были установлены четыре руле-



Фиг. 65. Проект будущего транспортного самолета 1925 г. из бюллетеня Хендли-Пейдж за январь 1932 г.

вых закрылка. На концах крыла имелись вертикальные рули направления. Об этом экспериментальном самолете больше ничего неизвестно.

Большое количество бесхвостых самолетов подобного типа конструировалось, а затем внезапно исчезало (фиг. 66—67). Число проектов и патентов, относящихся к летающим крыльям, громадно. На них было затрачено много средств и настойчивого труда. Это упорство без постоянного успеха можно легко приписать мании изобретательства и стремлению к сенсации. Однако внимательное и объективное изучение всей этой работы показывает, что большая часть исчезнувших самолетов, проектов и патентов была с технической точки зрения хорошо обоснована и что многие из них заслуживали серьезного внимания и дальнейшего развития.

Однако большая часть этой работы не могла дать экономического эффекта, так как она недостаточно финансировалась. А на недостаточные средства невозможно построить экспериментальный самолет новой схемы, который сразу же дал бы явные выгоды и тем самым привлек бы внимание кругов, обладающих ключом к техническому прогрессу.

В первые годы авиации одинокий изобретатель и исследователь редко мог добиться экономической поддержки и достигнуть скромного технического успеха.

В настоящее время возможности прогресса авиации в этом отношении резко сократились. Образцы опытных самолетов создаются немногими крупными промышленниками и поощряются обычно держателями акций, действительный интерес которых к прогрессу авиации ничтожен. Таким образом, недостаточно, чтобы самолет новой конструкции летал, он должен летать значительно лучше других самолетов для привлечения внимания тех лиц, которые могут дать исследовательской мысли базу для творческой работы.

Однако научные работники и ученые признают, что, поскольку речь идет о самолетах большого размера, будущее принадлежит самолету или летающей лодке типа „летающее крыло“. Они сознают также особую ценность этой схемы для применения реактивных двигателей. Когда д-р Роксби Кокс семь лет назад обсуждал возможность увеличения размеров самолета, то он мог представить себе самолет будущего только в

виде громадного летающего крыла (фиг. 69). Из вышесказанного следует, что в планах на будущее, которые необходимо составлять своевременно, требуется уделить серьезное внимание бесхвостому самолету. Не секрет, что в Англии максимально используются его возможности.

Некоторые основные выводы

Изучение эволюции конструкции бесхвостого самолета позволяет прийти к некоторым общим выводам относительно различных направлений технического прогресса.

Прежде всего следует отметить, что нет никаких оснований предполагать существование одной идеи бесхвостого самолета. Разные группы исследователей шли по разным путям. Нельзя провести надлежащего сравнения между этими группами и трудно установить их взаимосвязь в обзорной статье. Существуют минимум четыре определенных группы исследователей.

а) Исследователи, добивавшиеся устойчивости самолетов

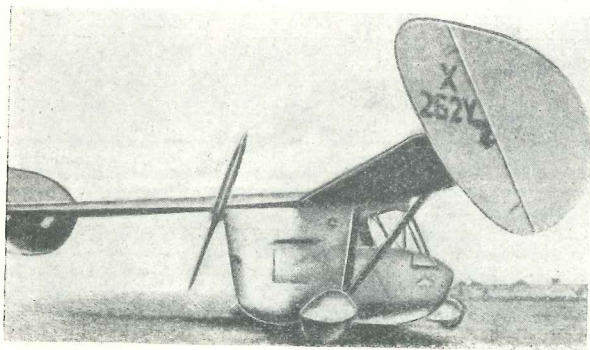
Они стремились получить устойчивое крыло, обеспечивающее возможность полета без необходимости восстановления нормального положения после его нарушения, посредством отклонения органов управления или действия автоматического управления. Цель их работы — обеспечение безопасности полета (Вейсс, Этрих и др.) и возможность нормальной эксплуатации самолетов (Денн).

б) Исследователи, желавшие улучшить управляемость и маневренность

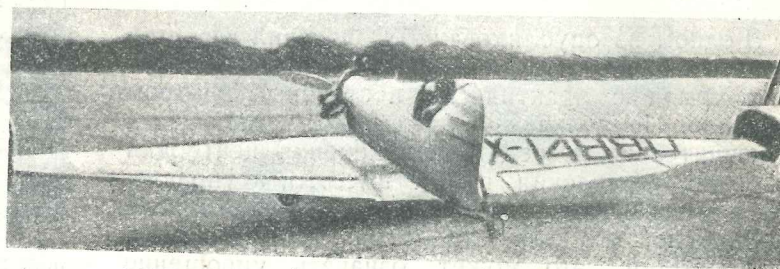
Они применяли особые устройства в целях ликвидации недостатков обычных систем управления и балансировки (т. е. хвостовое оперение, элероны и рули направления). У этих исследователей было две цели работы: 1-я цель — обеспечение безопасности при необычных условиях полета, например, при потере скорости. Эта безопасность обеспечивалась либо полной невозможностью входа в штопор, либо применением специального управления, нормально работающего за зоной критической скорости (Арну, Хилл); 2-я цель — обеспечение динамического парящего полета (Вейсс, Персиваль).

в) Исследователи, заинтересованные в улучшении летных данных самолетов

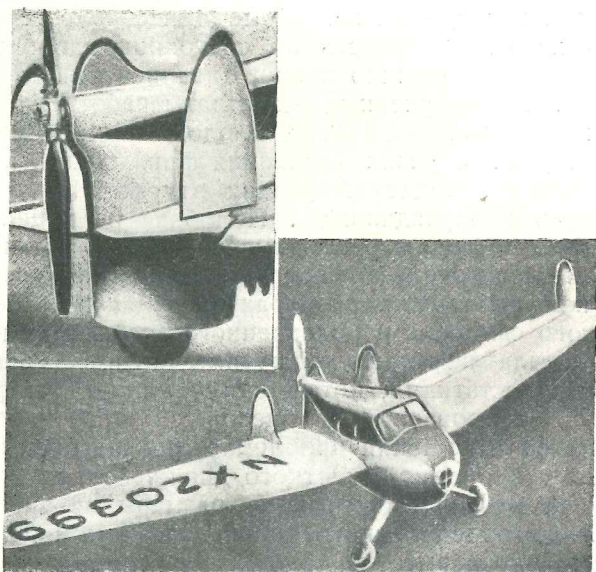
Они ввели принцип „летающего крыла“, требующий в своей логической последовательности устранения фюзеляжа и хвостового оперения.



Фиг. 66. Самолет Уотерман „Эроубил“ 1937 г.



Фиг. 67. Бесхвостый моноплан Акермана выпуска 1936 г.



Фиг. 68. Бесхвостый моноплан Тускар Металс

Цель их работы — получение крыла без каких-либо выступающих деталей (Липпиш, Фовель, Хортен, Нортроп и др.).

г) Исследователи, желающие использовать преимущества очень малого удлинения

Благодаря применению крыла с большей хордой им оставалось лишь разместить все органы управления непосредственно на крыле, в противном случае потребовался бы очень длинный фюзеляж, который сделал бы невозможным крутое планирование при очень больших углах атаки (Шнейдер-Хоффманн, Канова и др.).

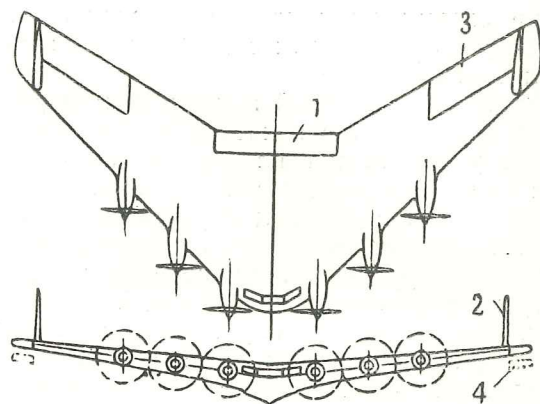
Следует отметить, что для всех этих четырех направлений развития устранение хвостового оперения является простой случайностью, т. е. оно не имеет особого значения для преследуемой цели.

Однако военные признают, что самолет без хвостового оперения обладает прямым преимуществом.

д) Устранение хвостового оперения как средство обеспечения идеального обзора и зоны заднего обстрела и достижения, таким образом, определенного тактического превосходства по сравнению с самолетом обычной схемы

Самолет без хвостового оперения обеспечил бы большее сосредоточение огня при меньшем весе и более выгодном распределении вооружения и представлял бы наряду с этим меньшую цель. Кроме того, при схеме бесхвостого самолета улучшилась бы связь между членами экипажа.

Другим непосредственным мотивом для устранения хвостового оперения может явиться комбинация самолета с вертолетом. Это было предметом патента Н. Тесла, выдающегося исследователя токов высокой частоты. Этот патент относится к 1921 г., и в нем описывается бесхвостый самолет с устройствами для взлета наподобие вертолета посредством установки продольной оси



1 — убирающийся редан, 2 — кили и руль направления в виде шайб, 3 — контроллеры, 4 — поплавки для продольной статической устойчивости, убираются в законцовки крыла.

Фиг. 69. „Летающее крыло“ Х. Роксби Кокс и Л. Б. Кумбса 1937 г.

самолета в вертикальное положение. Эта идея предусматривает собой, в сущности, логическое продолжение проекта вертолета Ф. Бендельмана „Насоб“ (1916 г.).

Следует отметить, что почти все лица, работавшие в прошлом над данной проблемой, редко были изобретателями не специалистами. Денн, Ренэ Арну, А. Липпиш, Хилл, Ш. Фовель и подавляющее большинство других были исследователями с инженерной квалификацией или с большим опытом.

Эти люди продолжали свою серьезную экспериментальную работу, несмотря на все разочарования и трудности. Таким образом, прекращение ими работы было вызвано не отсутствием технических знаний или несовершенства методики экспериментирования, а лишь финансовыми трудностями или отсутствием понимания и поддержки. Этот факт заслуживает внимания при оценке современного состояния этой проблемы.

Изучение проведенной работы показывает, что почти во всех случаях вскоре после окончания экспериментов по планирующему полету и начала экспериментов по полету с мотором наступает в известном роде критический период. Во многих случаях работа совершенно прекращалась. В других случаях исследователь отказывался от принципа бесхвостого самолета, и самолет снабжался обычным хвостовым оперением.

Причины этого явления весьма многочисленны и большинство из них настолько очевидно, что приходится удивляться, как сами исследователи не отдавали себе отчета в этих трудностях. Первая причина заключается в том, что самолет значительно более чувствителен к нарушению устойчивости и балансировки, чем планер. Особенно это относится к самолетам с малым избытком мощности.

Одной из причин подобного рода неудач в ранний период развития авиации была сравнительно низкая квалификация летного состава и эксплуатационные дефекты двигателей, которые сплошь и рядом выходили из строя. Не говоря уже о том, что летные испытания столь необыч-

ного по своему виду самолета осложнялись известным рода моральным сопротивлением со стороны летного состава.

Следующей причиной неудач при испытании бесхвостых самолетов является изменение характеристик устойчивости планера после установки на нем двигателя за счет влияния измененной формы гондолы и смещения центра тяжести. Нередко незначительное добавление гондолы перед центром тяжести самолета (или сдвигание корпуса летчика в более старых конструкциях) приводило к тому, что небольшая неустойчивость пути планера превращалась на самолете в большую неустойчивость. Это обстоятельство нередко упускалось из виду. Перемещение центра тяжести самолета из-за установки мотора вызывало изменение регулировки рулевых закрылков, необходимое для балансировки, что иногда бывало причиной катастрофической продольной неустойчивости. Кроме того, балансировка осложнялась еще наличием тяги винта. Вообще нужно отметить, что при отсутствии хвостового оперения трудно сбалансировать самолет без нарушения его устойчивости.

В ряде случаев плохая конструкция шасси была причиной неудовлетворительных летных испытаний.

Известно, что для бесхвостого самолета, который взлетает на собственной мощности, устройство и расположение шасси являются серьезными проблемами. При взлете и посадке существует переходный период, когда колеса только начинают отделяться от земли, но рули еще не работают. Во время этого периода бесхвостый самолет может оказаться совершенно неуправляемым. Кроме того, динамическая неустойчивость, возникающая во время взлета, может значительно усложнить испытание. Вся проблема взлета в значительной мере зависит от того, как спроектировано шасси. Поэтому Липпиш был вполне прав, когда при первых испытаниях бесхвостого самолета „Шторх“ создавал условия взлета аналогичные планерным. Он тем самым устранял влияние на летные испытания постороннего неизученного фактора.

Секрет испытания бесхвостых самолетов, как и секрет любой другой исследовательской работы, заключается в том, чтобы никогда не подвергать испытаниям одновременно более одного фактора. К сожалению, чаще всего после неудачи с первым образцом нового бесхвостого самолета исследователь не располагает достаточными средствами, временем или терпением для дальнейшего развития и улучшения. Нередко бывали случаи, когда единственным „усовершенствованием“, на которое решался конструктор, была установка хвостового оперения.

Однако такое решение вопроса устраняло стимул к дальнейшему техническому прогрессу. К сожалению, быстрые решения в авиации редко оказываются наилучшими. Весьма неприятное впечатление производит тот факт, что при всей настойчивости исследователей дальнейшая работа прекращалась в той стадии, когда имелись, казалось бы, все предпосылки для проведения после-

дующих экспериментов. Кроме Денна, прекратившего свою деятельность по состоянию здоровья, исследователи обычно придерживались той точки зрения, что полученные результаты работы не заслуживают дальнейшего ее продолжения. Во многих других случаях ожидания финансистов или организаций, поддерживающих эту работу, оказывались неоправданными. Подобная переоценка вытекала обычно из непонимания первоначальной цели исследователя или игнорирования того факта, что при небольших размерах преимущества бесхвостого самолета и родственного с ним „летающего крыла“ не только неощутимы, но и уступают место недостатками, которые отсутствуют у хорошо спроектированных самолетов обычного типа.

В этом отношении проблема летающего крыла сходна с проблемой жесткого дирижабля, так как оба они неэкономичны, пока размеры не увеличатся до определенного минимума. Таким образом, только испытания больших бесхвостых самолетов могут послужить доказательством их рентабельности при условии, конечно, что предыдущие исследования дали возможность удовлетворительно разрешить проблемы, связанные с устойчивостью, управляемостью, балансировкой.

В соответствии с вышесказанным можно утверждать, что летающее крыло никогда не находилось в удовлетворительных условиях для развития.

В заключение можно сделать вывод, что та работа по бесхвостым самолетам, которая имела некоторый успех, неизменно проходила через следующие стадии:

а) Свободнолетающие модели

Липпиш строил модели планера в $1/3$ натуральной величины с размахом до 3,6 м, которые запускались с вершины холма с помощью катапульты с резиновыми шнурами. Число Рейнольдса при этих испытаниях было равно 400 000.

б) Испытания планеров (натуральной величины)

Обычно в соединении с 1) испытаниями в аэродинамической трубе, 2) испытаниями планеров, оборудованных мотором, или легких самолетов.

Эти аппараты были обычно одноместными, имели дешевую и подчас примитивную деревянную конструкцию, позволявшую легко и быстро вносить изменения, а в случае необходимости производить также и ремонт. Они изготовлялись обычно с достаточно большим запасом прочности, вследствие чего были безопасны в полете.

в) Создание более совершенных легких двух- или трехместных демонстрационных самолетов либо летающих моделей, отвечающих последнему слову техники

В заключение следует отметить, что выбор для бесхвостого самолета тянущего или толкающего винта определялся не соображениями летных данных или устойчивости, а лишь компромиссом между центровкой и обзором летчика.

Наличие легких и надежных трансмиссий между мотором и винтом привело бы к более благоприятным результатам.

Классификация бесхвостых самолетов

Вследствие большого различия основных конструктивных особенностей бесхвостых самолетов требуется их некоторая классификация. Эта задача не легкая. Поэтому нижеследующая классификация может показаться не вполне удовлетворительной. Однако так как такая временная классификация поможет оценить различные проблемы, связанные с бесхвостым самолетом, то она представляет ценность.

Бесхвостые самолеты могут быть разбиты на следующие группы:

А. Неустойчивые системы крыльев с автоматической системой управления

В начальной стадии развития авиации были предприняты различные попытки в этом направлении, самой выдающейся из которых является попытка Элехаммера (1906 г.).

В. Системы крыльев с собственной устойчивостью

Наиболее часто избираемый путь. Известны следующие категории одинарных (монопланов или полипланов) систем крыльев с собственной устойчивостью.

1. Тип „летающая доска“.

Обычное крыло (или крылья) с прямоугольной или трапецевидной, как по передней, так и по задней кромке, формой в плане (т. е. без стреловидности линии аэродинамических фокусов).

Представители—Арну, Фовель (фиг. 70).

2. Дискового типа.

Крыло круглой, параболической или ромбовидной формы в плане с удлинением менее 4—5 (фиг. 71).

Представители — Черановский, Шнейдер, Хоффман.

3. С концами в виде диффузора.

Обычная (неустойчивая) система крыльев со специально оформленными законцовками. Крыло с законцовками, изогнутыми по конической поверхности, служащими для стабилизации.

Представители—Штейгер, Денн, Шуль (фиг. 72).

4. Типа „Дельта“.

Крыло треугольной или трапецевидной формы в плане, основную часть размаха которого занимает стреловидная передняя кромка и более или менее прямая задняя кромка.

Представители—Липпиш, Хортен (фиг. 73).

5. Кольцевого типа.

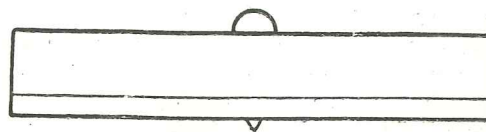
Крыло кольцевой формы в плане, наружные обводы образуют окружность или ромб с отверстием в центре.

Представители — Хут, Цедрик-Ли (фиг. 74).

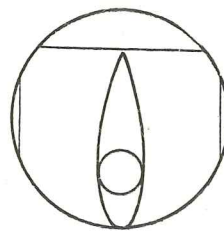
6. Типа Цанониа.

Крыло с формой в плане в виде серпа, почки или кленового семени. Концы его отогнуты назад и имеют значительную отрицательную закрутку.

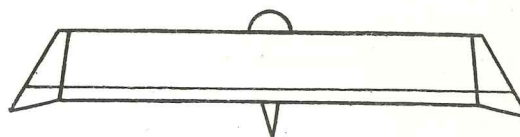
Представители—Вейсс, Этрих-Велс, Персиваль, Венк, Пешкесс (фиг. 75).



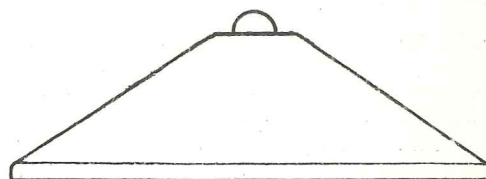
Фиг. 70. Тип Арну



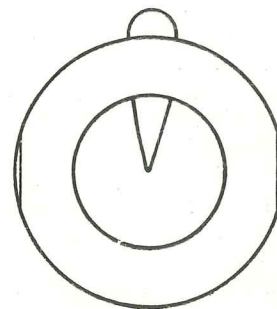
Фиг. 71. Дисковый тип



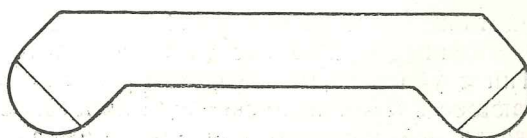
Фиг. 72. Тип Штейгера



Фиг. 73. Тип Дельта



Фиг. 74. Кольцевой тип

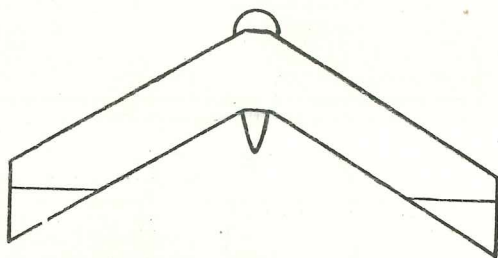


Фиг. 75. Тип Цанониа

7. Стреловидного типа.

Крыло стреловидной формы в плане со значительной стреловидностью передней и задней кромок в комбинации с закруткой.

Представители — Денн, Зольденхофф, Хортен, Нортроп (фиг. 76).

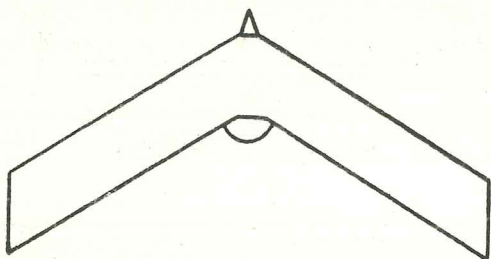


Фиг. 76. Тип Денна

8. Крыло с обратной стреловидностью.

Крыло со значительной обратной стреловидностью в комбинации с положительной закруткой.

Представители — Лендверлен-Беррер, Беляев (фиг. 77).



Фиг. 77. Тип крыла с обратной стреловидностью

9. Смешанного типа (стреловидного и с обратной стрелой).

Система крыльев, у которых имеется в разных частях размаха как обычная, так и обратная стреловидность.

а) В центральной части обратная стреловидность, во внешней части обычная стреловидность.

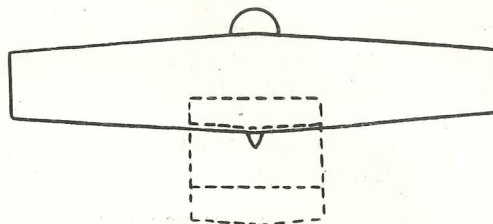
Представитель — А. Кинг.

б) В центральной части обычная стреловидность, во внешней части обратная стреловидность.

Представитель — Ментцен (фиг. 78).

2. Тип с убирающимся предкрыльным хвостом.

Летающее крыло, превращаемое в самолет типа „утка“, с оперением, выдвигаемым из передней кромки крыла посредством органов управления, стабилизирующих или балансирующих самолет.



Фиг. 78. Тип самолета с убирающимся оперением

Представители пока неизвестны.

Лишь немногие бесхвостые самолеты, как, например, самолеты первоначальной конструкции Хилла, не соответствуют вышеприведенной классификации. Некоторые самолеты, как, например, самолеты „Вельтензеглер“, могут быть отнесены как к типу самолетов, концы крыльев которого имеют вид диффузора, так и к типу Цанониа или даже к стреловидному типу. Некоторые из указанных категорий почти одинаковы с точки зрения аэродинамики и конструкции, хотя и различны по внешнему виду. Треугольное крыло можно отнести к варианту стреловидного крыла и в равной же мере к крылу типа „летающая доска“, каждое из которых, однако, совершенно различно.

Вид крыла спереди не представляет большой ценности для классификации, кроме того, он часто изменяется при испытаниях одной и той же конструкции. Однако можно указать, например, М-образную форму, оправдываемую аэродинамическими и конструктивными соображениями и которая, между прочим, составляет основное различие между конструкцией Вельтензеглера и Шарлотта.

Основные аэродинамические характеристики позволяют, по мнению Липпиша, разбить устойчивые системы крыльев на три общих класса (фиг. 79):

Эквивалентная комбинированная схема самолета	Система крыльев бесхвостого самолета	Группа бесхвостых самолетов, эквивалентных комбинированной схеме
Тип Пено (хвостовое оперение позади крыла)	Концы крыла в виде диффузора. Типа Дельта, типа Цанониа, стреловидного типа	Группа со стрелой назад
Тип Ланглея (два крыла тандем)	Типа „летающая доска“. Дискового типа, кольцевого типа	Группа самолета типа „летающая доска“
Тип Райт (хвостовое оперение впереди крыла)	Тип крыла с обратной стреловидностью	С обратной стреловидностью

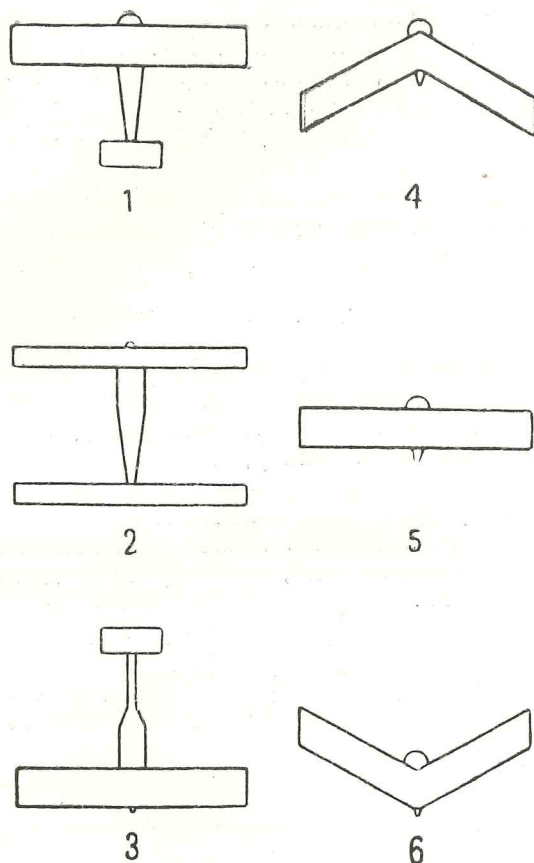
Представитель пока неизвестен.

в) Временные бесхвостые системы крыльев.

1. Тип с убирающимся хвостом.

Летающее крыло, выпускающее хвостовое оперение за задней кромкой для полетов на малой скорости.

ПРИМЕЧАНИЕ. Марвин О. Горман ввел прежде для самолета типа „утка“ название „Сантос Дюмон“, в связи с этим самолеты, выпускаемые Британским государственным авиазаводом, имели сначала марку „S“, но это, по видимому, не оправдывается исторически и в данной статье вводится имя Райт, так как оно более подходит для самолетов типа „утка“.



1 — тип Пено, 2 — тип Лангеля, 3 — тип Райта, 4 — крыло с обычной стреловидностью, 5 — летающая доска, 6 — крыло с обратной стреловидностью

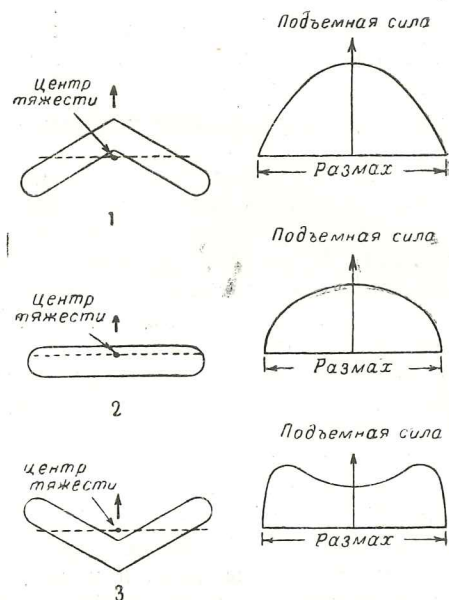
Фиг. 79. Основные типы бесхвостых самолетов

В заключение коснемся вкратце малоизвестных типов бесхвостых самолетов.

Крыло с обратной стреловидностью

Крыло с обратной стреловидностью уже упоминалось в связи с работой Липпиша. Липпиш исследовал характеристики систем крыльев, имеющих обратную стреловидность от корня и геометрическую или аэродинамическую положительную закрутку. Он нашел эти крылья ненадежными в отношении их летных качеств, хотя и обладающими продольной устойчивостью. Затруднения касались главным образом поперечной устойчивости и устойчивости пути. Преимущество крыла этого типа заключается в более полном (чем эллиптическое) распределении подъемной силы по размаху, что обеспечивает возможность больших значений максимальной подъемной силы, но создает наряду с этим более высокое индуктивное сопротивление помимо прочих аэродинамических и конструктивных недостатков. Однако парящие птицы часто предпочитают обратную стреловидность. Липпиш пришел к выводу, на основании этого наблюдения, что обратная стреловидность оказывает благоприятное влияние на оптимальную скороподъемность и маневренность.

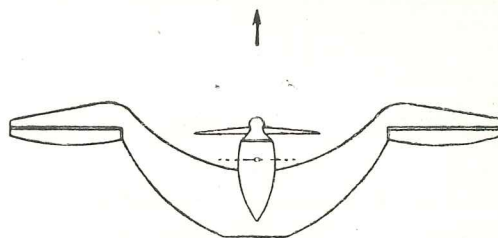
Весьма обстоятельные полные исследования крыла с обратной стреловидностью были проведе-



1 — крыло с обычной стреловидностью, 2 — крыло типа „летающая планка“, 3 — крыло с обратной стреловидностью
Фиг. 80. Форма крыла в плане и схема распределения подъемной силы в устойчивых системах крыльев (Липпиш)

ны в период 1934 — 1936 гг. русским исследователем профессором В. Н. Беляевым (ЦАГИ)¹.

В процессе этих исследований проводились продувки и было построено два экспериментальных планера — один одноместный и второй двухместный. Исследовались крылья с большим сужением и со сравнительно небольшой обратной стреловидностью по передней кромке крыла. В центральной части крыла, сразу же за его задней кромкой и выше ее, были расположены рулевые закрылки подвесного типа. Концы крыла при виде на крыло в плане были слегка отклонены назад. Перед крылом выдавался сильно вперед фюзеляж.



Фиг. 81. Бесхвостый самолет А. Кинга

Для того, чтобы компенсировать неустойчивость пути, создаваемую фюзеляжем, за крылом были установлены два мощных киля с рулями поворота. У второго планера центроплан был выполнен в форме крыла чайки и имел наряду с этим меньшую площадь вертикального оперения. Многочисленные летные испытания планеров (в том числе буксирный перелет одноместного планера Коктебель — Москва) показали очень хорошую

¹ Описание работы проф. Беляева сделано редактором. В статье А. Р. Вейля в отношении русских экспериментов с обратной стрелой были приведены сведения, несоответствующие действительности (п р и м. р е д.).

устойчивость и управляемость. Особенно обращала на себя внимание безукоризненная поперечная управляемость планеров.

Крылья с диффузорными законцовками

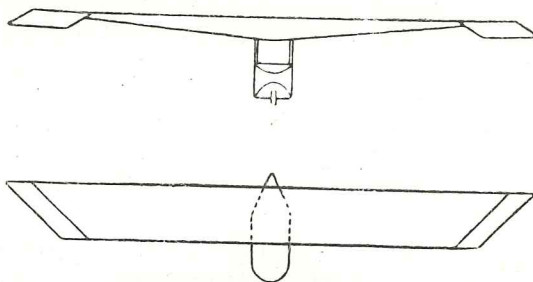
Несмотря на то, что идея таких крыльев весьма стара, до самого последнего времени ими никто не занимается, однако, судя по результатам испытаний летающих моделей, эта схема бесхвостого самолета заслуживает более углубленных исследований. Швейцарский художник Карл Штейгер-Кирхгофер первый обратил внимание на замечательные свойства крыльев с диффузорными законцовками. Он внимательно наблюдал за полетами птиц, особенно за парящими полетами чаек над озером в Цюрихе и произвел в связи с этим многочисленные испытания моделей. В 1907 г. он рекомендовал провести экспериментальное исследование крыла, концы которого были отогнуты вниз и назад, образуя тем самым, в некотором роде, диффузорные устройства на крыле обычного типа (фиг. 82).

К. Штейгер обладал, повидимому, глубокой интуицией в отношении решения проблем продольной устойчивости. Так, например, в 1907 г. он доказал, что центр тяжести не должен быть расположен более, чем на 25% хорды крыла, считая от передней кромки, и что в случае профилей нормальной кривизны центр тяжести должен быть расположен из соображений устойчивости впереди центра давления.

Год спустя, Денн совершенно самостоятельно получил патент (Брит. спец. № 8, 118, 1909 г.) на бесхвостый самолет с „отрицательными“ концами крыла, т. е. с концами в виде диффузора, а в

1911 г. реализовал этот патент на своем моноплане. Денн полностью отдавал себе отчет в важности этого открытия и в лекции, читанной в 1912 г. в Авиационном обществе Великобритании, он изложил теорию „отрицательных“ концов крыла, тщетно пытаясь убедить специалистов включить сделанное им открытие в их программу исследований. Он весьма удачно сопоставил отрицательные концы крыла с основными характеристиками популярного в то время крыла типа Цанониа.

Десять лет спустя, У. Хуттманн из Бреслау снова обратил внимание на крыло с изогнутыми законцовками (фиг. 83). Испытания, проведенные им до 1922 г., убедили его, что обычное неустойчивое крыло с кососрезанными назад законцовками, отогнутыми книзу, обладало не только очень высокой продольной устойчивостью, но также и путевой устойчивостью. Хуттманн тщетно предлагал построить планер, обладающий указанными особенностями, для изучения динамического парения.



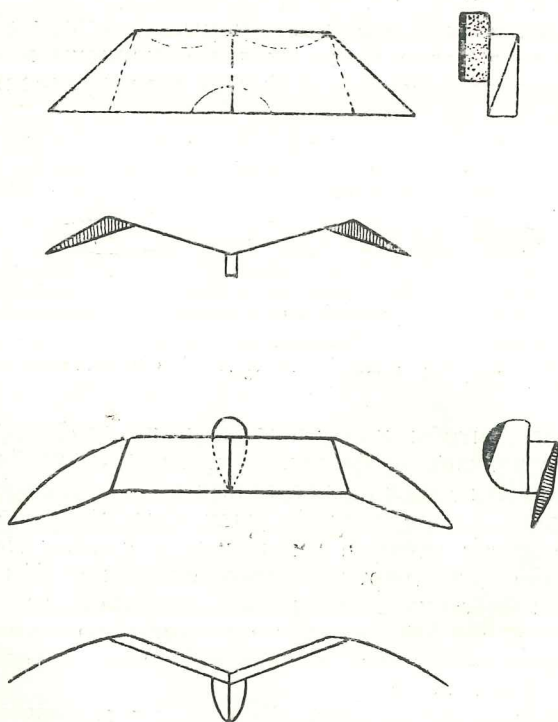
Фиг. 83. Планер Хуттманна с крылом, имеющим конические законцовки, 1923 г.

Штейгер, Денн и Хуттманн рекомендовали также применять диффузорные законцовки для управления продольной балансировкой и для торможения в воздухе.

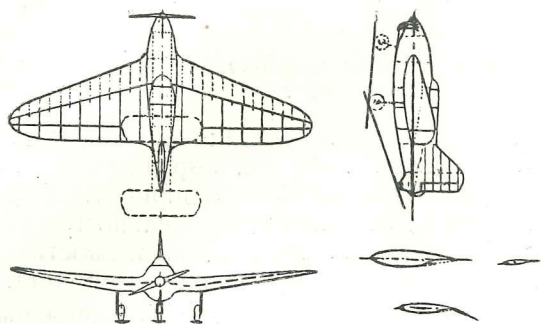
В последних патентах Нортроп и Хилл также пошли по этому пути. Характеристики крыла с диффузорными законцовками оказывают, видимо, значительное влияние на устойчивость и управляемость и могут даже улучшить аэродинамическое качество крыла. Имеются некоторые данные, указывающие на это.

Испытания, проведенные исследователем Ф. Будигом, показывают, что косая обдувка воздухом концов крыла может привести к важным и неожиданным изменениям воздушного потока. Результаты, полученные Будигом, подтверждаются французскими исследователями.

В 1901 г. Ф. Альборном был впервые замечен „вихрь в виде бараньего рога“. Существование этого вихря было подтверждено экспериментально Е. Зенгером при исследовании в аэродинамической трубе в Вене. Зенгер установил, что аэродинамическое качество крыла с профилем, аналогичным профилю крыла птицы, может быть улучшено опущенным концом со срезом назад наподобие того, как это делают птицы. Явление это Зенгер объяснил течением вдоль размаха потока, завихренного в виде „бараньего рога“.



Фиг. 82. Модели планера Карла Штейгер-Кирхгофера 1907 г.



Фиг. 84. Летящая модель с бензомотором А. Ментцена, имеющая убирающееся оперение

Как и в случае явления интерференции, можно ожидать некоторых аэродинамических неожиданностей при проведении систематических исследований в указанном направлении.

Крыло смешанного типа (стреловидное и с обратной стреловидностью)

В 1929 г. д-ром Альфредом Кингом, инженером-летчиком, был взят очень интересный патент на бесхвостый самолет (фиг. 81).

На первый взгляд самолет такой формы может показаться довольно фантастическим. Однако Кинг был хорошо знаком с проблемами устойчивости и требованиями к бесхвостым самолетам. Полученный им патент достаточно хорошо продуман и заслуживает рассмотрения.

Кинг преследовал ту же цель, что и Хилл, а именно, он стремился получить самолет, управляемый в любом положении и при любом угле атаки и не входящий в штопор. Что касается поперечной устойчивости и устойчивости пути, то они должны быть в соответствии с изложенными Кингом соображениями и соответствовать аналогичным характеристикам самолетов обычного типа. Кроме того, бесхвостый самолет Кинга должен был обладать преимуществами в отношении обзора, оборонительного и наступательного вооружения, маневренности и аэродинамического качества. Так как моменты инерции вокруг поперечной и вертикальной осей были такими же и вокруг продольной оси, то в соответствии с исследованиями Кинга опасность штопора отсутствовала. Кинг устанавливал контроллеры (элероны-рули высоты) впереди центра тяжести. Вследствие этого они действовали непосредственно, как на самолете типа „утка“, создавая дополнительную подъемную силу при отклонении их для увеличения угла атаки. Кинг утверждал, что подробное исследование динамической продольной устойчивости запроектированного им самолета показывает, что данная система крыльев превосходит схему обычного самолета и что продольные колебания лучше демпфируются вплоть до весьма больших углов атаки.

Из-за аварии опытного гидросамолета Хейнкеля Кинг не смог подтвердить своих расчетов экспериментом.

Временные бесхвостки

На первый взгляд предложение об убирающемся хвостовом оперении может вызвать некоторое удивление. Однако оно не только вполне обосновано теоретически, но и имеет практическую ценность. Модели с бензиновым двигателем, с размахом крыльев 1800 мм, имеющие выдвижной хвост, показали хорошие результаты, несмотря на затруднения, сопряженные с автоматическим управлением (фиг. 84).

Ментцен — конструктор моделей, выдвинувший эту идею, знал о недостатках летающего крыла на малых скоростях полета и особенно при взлете и посадке.

Идея Ментцена сводилась к тому, что на малых скоростях полета наиболее выгодными являются несимметричный профиль крыла, создающий большую максимальную подъемную силу, и обычный стабилизатор. Для полета же на большой скорости Ментцен считал, что удовлетворительная устойчивость и минимальное лобовое сопротивление могут быть достигнуты симметричным профилем без стабилизатора. Это весьма логичное рассуждение приводит к идее убирающегося оперения, выпускаемого из задней кромки летающего крыла при скорости, меньшей определенной величины. Наряду с этим устойчивый профиль крыла преобразуется в профиль, создающий большую подъемную силу, посредством отклонения закрылка, образующего заднюю кромку исходного крыла.

Таким образом, пикирующие моменты от закрылка уравниваются кабрирующими моментами, создаваемыми выпущенным оперением.

Подобная система „убирающегося оперения в комбинации с закрылком“ по аэродинамическому смыслу до некоторой степени аналогична патенту Хендли-Пэйджа-Лахманна на плавающее крылышко, расположенное перед крылом. Идея Ментцена может показаться трудноосуществимой практически, но в отличие от предложения Хендли-Пэйджа у Ментцена обеспечен хороший обзор и используются преимущества для взлета и посадки.

Учитывая современный опыт с закрылками Фаулера и с аналогичными приспособлениями, отклоняемыми в полете, конструктивные затруднения с выдвижным оперением могут быть легко преодолены.

Скептики отнесутся отрицательно к идее убирающегося оперения. Однако природа на примере птиц демонстрирует, что хвост представляет лишь временное неудобство и что при большой скорости выгоднее его убирать.

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ БЕСХВОСТОГО САМОЛЕТА¹

По своей конструкции бесхвостые самолеты и самолеты типа „летающее крыло“ отличаются некоторой сложностью, которая иногда недооценивается. Более того, причины некоторых трудностей или недостатков, связанных с этой новой схемой самолета, еще и теперь не вполне ясны и требуют дальнейшего изучения.

Современные знания в области аэродинамики бесхвостого самолета безусловно были бы более полными, если бы исследователи публиковали результаты экспериментов.

Зачастую после неудачных экспериментов исследователи прекращали работу, но следует подчеркнуть, что неудачи, с которыми приходится сталкиваться в процессе исследовательской работы, могут иметь такую же ценность для науки, как и успехи. Если о них сообщается подробно, это обогащает наши знания и позволяет впоследствии производить оценку приобретенного опыта.

Предлагаемая вниманию читателей работа основывается в значительной мере на том опыте летных испытаний бесхвосток, который был опубликован в печати.

Как уже упоминалось в историческом обзоре, внимание многих исследователей раннего периода было занято, в основном, вопросами устойчивости. Они интересовались главным образом продольной устойчивостью и даже теперь часто ошибочно полагают, что достижение достаточной продольной устойчивости является решающей задачей при конструировании бесхвостого самолета.

Однако во время летных испытаний большинство исследователей обнаружило, что в то время, как продольная устойчивость достигалась сравнительно легко на всех режимах полета вплоть до потери скорости, боковая устойчивость представляла основные затруднения. Кроме того, весьма серьезными задачами для исследователя оказались вопросы, связанные с управляемостью и сохранением равновесия бесхвостого самолета.

Продольная устойчивость

В общем продольная устойчивость является достаточно исследованной проблемой. Однако в процессе решения этой проблемы возникают осложнения в связи с влиянием сжимаемости на больших скоростях и в связи с тем, что наряду с соблюдением продольной устойчивости оказывается необходимым обеспечить и продольное равновесие самолета. Особенно сложно добиться на малых углах атаки (при большой скорости горизонтального полета или при пикировании) такого компромиссного решения, которое бы наряду с соблюдением требуемой маневренности обеспечивало бы и полную устойчивость самолета.

Предварительно ознакомимся с общими требо-

ваниями к продольной устойчивости для самолетов обычной схемы. До сих пор не было установленных требований, однако неоднократно формулировались общие указания относительно тех качеств продольной устойчивости и управляемости, которые должны быть у современного самолета.

Американские специалисты [1] придерживаются в этом отношении следующих взглядов:

1. Верхний предел статической устойчивости должен быть таким, чтобы не оказывать вредного влияния на маневренность при сильном ветре или вызывать неприятные короткие периодические колебания относительно поперечной оси.

С другой стороны, статическая устойчивость не должна быть настолько мала, чтобы допустить продолжительные периодические колебания, вызывающие морскую болезнь.

2. Все продольное колебание не должно продолжаться более 40 секунд или менее 10 секунд.

3. Всегда желательно иметь быстро затухающие колебания.

4. При свободном руле высоты должно возникать не более 4—5 колебаний до полного прекращения колебательного движения.

Указанные особенности движения должны соблюдаться при любой скорости полета и при любой загрузке самолета. Кроме того, эти особенности должны быть одинаковыми для самолетов всех размеров.

Гэйтс [2] сформулировал английские требования, заявив, что с точки зрения летчиков при всех обстоятельствах желательно добиваться „небольшой статической устойчивости“. Вместе с тем самолет нужно делать таким, чтобы его можно было бы предоставить самому себе при полете на крейсерской скорости в обычную погоду и чтобы он просто поддавался балансировке на любом режиме полета.

В соответствии с этим и учитывая невозможность для конструктора обеспечить одинаковую степень статической устойчивости для всех условий полета, Гэйтс настаивает на следующем:

5. Устойчивость при свободном руле высоты должна быть нейтральной в условиях подъема при самой задней центровке.

6. При передней центровке и на скорости, превышающей на 30% максимальную, в случае, когда самолет сбалансирован на максимальную скорость, усилие на ручке управления не должно быть чрезмерным.

7. При самой передней центровке должно быть достаточно руля высоты, чтобы сбалансировать самолет при максимальном коэффициенте подъемной силы при полностью отклоненных закрылках.

Голландский аэродинамик Баумхауэр писал:

„Устойчивость должна быть отрицательной на всем диапазоне скоростей полета. Для слепого полета необходима минимальная устойчивость, чтобы избежать перенапряжения пилота“ [3].

¹ „Aircraft Engineering“, 1945, March, v. 17, № 193, p. 73.

От устойчивости в полете зависят удобства пассажиров, поэтому требования к устойчивости коммерческих самолетов особенно важны.

В „Требованиях к проектированию самолетов для королевских ВВС“ (А. Р. № 970, довоенное издание) требования устойчивости отсутствуют, за исключением ссылки на условия, предъявляемые к устойчивости и управляемости самолетов с автоматическим управлением. В этих требованиях указывается, что необходима устойчивость даже при самой задней центровке, но при нормальной загрузке продольная устойчивость с фиксированными рулями высоты должна быть по возможности нейтральной. Не требовалась устойчивость при свободных рулях высоты, но не должно было быть и опасной неустойчивости.

Приведенные нами требования к статической и динамической устойчивости весьма разнообразны и свидетельствуют о том, насколько трудно достигнуть удачного компромисса.

Основные факторы, определяющие устойчивость

Рассматривая задачи, связанные с летающим крылом, целесообразно начинать с вопросов продольной устойчивости, поскольку это поможет разъяснить возникающие неправильные представления и облегчит оценку достоинств различных категорий летающих крыльев. В дальнейшем мы ограничимся рассмотрением диапазона нормальных углов атаки, т. е. до режима потери скорости.

Для того, чтобы полет происходил нормально, должны быть выдержаны следующие три условия.

Во-первых, самолет должен быть в состоянии равновесия, т. е. все силы и моменты, действующие на него, должны взаимно уравновесиваться. Несоблюдением этого условия объяснялись основные ошибки и даже аварии на бесхвостых самолетах.

Второе условие заключается в соблюдении статической устойчивости. Статическая устойчивость выражает стремление к возвращению в состояние равновесия после прекращения действия возмущения. Характеристикой статической устойчивости служит направление силы реакции, возникающей под влиянием возмущения. Однако статическая устойчивость не гарантирует непосредственного достижения состояния равновесия. Когда же нарушение равновесия вызывается изменением положения руля высоты (или рулевого закрылка), то статическую устойчивость характеризует стремление самолета притти в новое состояние равновесия, определяемое измененным положением органов управления.

В случаях большой статической устойчивости маневренность может сильно ухудшиться, так как самолет будет стремиться быстрее вернуться в первоначальное состояние равновесия. Имеются сведения, что бипланы Денна отличались такой „неуправляемостью“, так же как и монопланы Этриха.

Наконец, третье условие заключается в колебательной или динамической устойчивости. Оно, по существу, сводится к опреде-

лению колебаний самолета, после того как он выведен из положения равновесия. При этом условии подразумевается наличие статической устойчивости.

При изучении динамической и статической устойчивости следует ограничиваться лишь небольшими отклонениями от состояния равновесия, так как при больших отклонениях даже устойчивый самолет может приобрести тенденцию к совершенно иному состоянию равновесия.

Статическая продольная устойчивость

В соответствии с первым условием устойчивости, рассмотрим равновесие моментов, действующих относительно поперечной оси, проходящей через центр тяжести самолета.

Будем считать моменты M_z относительно поперечной оси положительными, если они вызывают увеличение угла атаки α .

Тогда условие статической устойчивости очень просто:

$$\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} < 0,$$

или в случае нейтральной статической устойчивости:

$$\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} = 0.$$

На диаграмме момента M_z в зависимости от угла атаки α наклон кривой для условия устойчивости должен быть отрицательным; при увеличивающемся угле атаки для устойчивости должен возникать отрицательный момент, вызывающий пикирование.

При оценке устойчивости определяют частные производные, поскольку положение руля высоты предполагается неизменным после нарушения равновесия.

Кроме того, следует иметь в виду, что решающим фактором для оценки устойчивости является угол атаки α , а не коэффициент подъемной силы (как иногда полагают), так как именно при угле атаки, соответствующем срыву потока и потере скорости, характеристики устойчивости резко меняются.

Для системы изолированного крыла без выступов (какими являются фюзеляж, гондолы, вертикальные поверхности, винты и т. д.), предполагая, что тяга проходит через центр тяжести, продольный аэродинамический момент M_z образуется равнодействующей воздушной силы, действующей на крыло (R_a), и ее плечом относительно центра тяжести (e).

Тогда

$$\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} = - \frac{\partial (R_a e)}{\partial \alpha} = - \left(e \frac{\partial R_a}{\partial \alpha} + R_a \frac{\partial e}{\partial \alpha} \right).$$

Теперь, в случае летающего крыла, соответствующего нашим предположениям, центр тяжести для равновесия (первое условие) должен совпадать с центром давления (т. е. точкой пересечения рав-

нодействующей воздушной силы с хордой профиля), так что $e = 0$.

Отсюда:

$$\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} = -R_\alpha \frac{\partial e}{\partial \alpha},$$

т. е. для летающего крыла статическая продольная устойчивость зависит от знака, стоящего перед $\frac{\partial e}{\partial \alpha}$, а запас устойчивости — от величины $\frac{\partial e}{\partial \alpha}$, поскольку в нормальном полете равнодействующая воздушная сила не меняет знака.

Если $\frac{\partial e}{\partial \alpha} < 0$, то имеется статическая неустойчивость.

$\frac{\partial e}{\partial \alpha}$ выражает перемещения центра давления для рассматриваемого крыла. Когда центр давления перемещается по мере увеличения угла атаки в направлении передней кромки (причем e становится меньше при увеличении α), система является неустойчивой (в приведенных выше рассуждениях, с целью упрощения, не принимается во внимание влияние вертикального положения центра тяжести).

Характеристика устойчивости профилей крыльев

Перемещение центра давления по профилю имеет существенное влияние на характеристики устойчивости. Еще Джордж Кэйлей в 1809 г. настаивал на том, что центр тяжести должен быть расположен ниже центра давления. Основываясь на своих экспериментах, он также знал, что при средних углах атаки центр давления находится впереди геометрического центра хорды профиля и что его положение изменяется в зависимости от условий эксперимента [4].

В 1804 г. Аванцини опубликовал в своей статье результаты экспериментов по влиянию давления жидкости на тела, находящиеся в потоке. Он обнаружил, что, когда пластинка движется под каким-то углом в жидкой среде, центр давления равнодействующей гидродинамической силы при увеличении угла атаки смещается в направлении центра площади.

В 1870 г. Джессель, подтверждая эксперименты Аванцини, установил, что равнодействующая сила, действующая на пластинку в потоке жидкости, не только изменяется по величине и направлению при изменении угла атаки, но и положение центра давления изменяется таким образом, что возникает тенденция противодействовать увеличению угла атаки [5].

В соответствии с установленным нами критерием статической устойчивости для состояния равновесия это значит, что

$$\frac{\partial e}{\partial \alpha} > 0,$$

т. е. положительная статическая устойчивость.

Испытания модели планера с профилем в виде

тонких пластин показали, что они действительно могут быть статически устойчивыми (при малых числах Рейнольдса), т. е. что они могут иметь тенденцию возвращаться в заданное положение равновесия после потери его.

Согласно аэродинамической теории пластинка бесконечно малой толщины имеет постоянный центр давления. Помещая центр тяжести ниже центра давления, можно таким образом добиться получения устойчивости. Однако теория принимает в расчет только силы давления и не учитывает поверхностного трения, имеющего большое значение для подобных поверхностей.

Плоские профили теоретически могут явиться решением для самоустойчивой системы крыльев. Впервые об этом в 1897 г. заявил Альборн.

Логическим решением является применение симметричных профилей, которые согласно гидродинамической теории, соответствуют аэродинамическим качествам пластин. Это решение нередко бралось за основу при проектировании бесхвостых самолетов.

Симметричные профили не использовались при конструировании крыльев самолетов в течение многих лет, так как свойственный им ярко выраженный „масштабный эффект“ создал впечатление их неэффективности. Продувки при больших числах Рейнольдса показали иную картину. Однако их коэффициенты наибольшей подъемной силы все же слишком малы, так что применение симметричных профилей без соответствующих приспособлений, повышающих подъемную силу целесообразно. Кроме того, симметричные профили на практике не вполне соответствуют плоским. В лучшем случае (т. е. в случае тонких профилей этого типа) они имеют постоянный центр давления в пределах летных углов атаки. Это точно соответствует результатам гидродинамической теории.

Однако для симметричных профилей большой относительной толщины, наиболее подходящих для самолетов типа „летающее крыло“ и для свободонесущих конструкций крыльев, характерно неустойчивое положение центра давления в диапазоне малых углов атаки (на большой скорости и при пикировании). Причины этого отклонения от гидродинамической теории будут разобраны ниже.

Уже давно было обнаружено, что плоские профили обладают сравнительно небольшим аэродинамическим качеством. Джордж Кэйлей обратил внимание на то, что крыло птицы имеет изогнутую форму. Он провел испытания криволинейных профилей на специальном вращающемся рычаге. По его совету Хенсон и Стрингфеллоу применяли криволинейные профили (1842 г.). В 1874 г. братья Отто и Густав Лилиенталь начали изучение крыльев с профилями, изогнутыми по дуге круга. Эту форму они опять-таки заимствовали у птиц.

В 1884 г. Горацио Филлипс разработал на основе аэродинамических экспериментов криволинейный профиль крыла и получил на него в 1897 г. патент. Установив наличие восходящего воздушного потока у передней кромки крыла, он впервые предложил ложкообразную форму передней кромки для криволинейных профилей.

Примерно в то же время Ланчестер также рекомендовал криволинейные профили этого типа. В 1884 г. Гупил опубликовал трактат на тему о движении тел в воздухе, в котором он описал эксперименты с криволинейными профилями в воздушном потоке, определяя наиболее подходящие профили, аналогичные профилям крыльев птиц. В 1889 г. Отто Лилиенталь опубликовал результаты своих экспериментов с вращающимся рычагом в знаменитой книге „Полет птиц и основы летного искусства“, подчеркивая (теорема № 13), что полет возможен только при наличии изогнутых крыльев. Степень кривизны, найденная им наиболее подходящей, была несколько велика ($1/12$ длины хорды).

Отто Лилиенталь и его последователи (Пильчер, Фербер, Шанют, Райт и др.) окончательно убедили мир в том, что криволинейные профили, примером которых служат крылья птиц, имеют существенное значение для полета.

Именно при наличии таких профилей с обычной кривизной достижение продольной устойчивости создало затруднения при конструировании бесхвостых самолетов.

Во всех профилях, средняя линия вогнутости которых имеет такую кривизну, что вогнутая сторона во время полета обращена к земле, центр давления перемещается в направлении передней кромки по мере увеличения угла атаки, в пределах летных углов атаки. Другими словами, подобные профили имеют для заданного состояния равновесия (т. е. когда центр давления сов-

ния постоянного угла атаки. Кроме того, чтобы создать противодействие дестабилизирующему моменту, можно менять угол наклона оси тяги. Вторая возможность заключается в перемещении центра тяжести таким образом, чтобы равновесие моментов всегда восстанавливалось (идея Эллехаммера). Однако все предлагаемые варианты сохранения устойчивости должны быть связаны с работой специального автоматического устройства. Другая возможность заключается в расположении центра тяжести значительно ниже крыла.

В конце концов существует лишь один реальный способ обеспечить собственную устойчивость изолированного крыла, не прибегая к помощи оперения: когда центр тяжести расположен перед фокусом крыла, прямое крыло с профилем обычной кривизны будет статически устойчиво, но не будет обладать равновесием. Равновесие будет поддерживаться моментом относительно продольной оси (например, моментом от тяги, проходящей ниже центра тяжести).

Фокус крыла и его особенности

Для дальнейшего изложения введем понятие „фокуса крыла“. Р. фон Мизес опубликовал в 1920 г. статью о гидродинамической теории подъемной силы крыла, основанную на способе конформного отображения, в которой он доказал, что для любого профиля существует точка („фокусная точка“), для которой подъемная сила не за-

висит от угла атаки [6]. Этот закон гидродинами-

ОПЕЧАТКИ

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
43	29 сверху справа	подъемная сила	момент подъемной силы	Редактора
43	16 снизу справа	переднюю кромку	фокусную точку	„

ка“). Такой хвост, независимо от того, расположен он впереди или позади, должен создавать аэродинамические моменты относительно центра тяжести, противодействующие моментам неустойчивости, возникающим под действием аэродинамических сил.

В 1870 г. Пено первый доказал необходимость хвостового оперения для продольной устойчивости.

У бесхвостого самолета с профилями обычной кривизны и фиксированным центром тяжести хвостовое оперение должно быть заменено аэродинамическим приспособлением. Все приспособления подобного рода являются фактически „хвостами“, включенными непосредственно в систему крыла.

Однако существуют еще другие возможности сохранения продольной устойчивости, о которых следует упомянуть. Даже при фиксированном центре тяжести стабилизирующие моменты могут создаваться с помощью эксцентрической тяги (винтовой или реактивной). Р. Арну предложил менять величину тяги с помощью дросселя для сохране-

Американцы (НАСА), основываясь на упомянутых нами теоретических работах, примерно с 1929 г. условились относить продольный аэродинамический момент крыла к оси, проходящей через переднюю кромку крыла.

Предположим, что ось находится у передней кромки профиля крыла. Тогда равнодействующая воздушная сила, действующая на крыло, создаст момент: M' (от нормальной составляющей N силы R_x), x (расстояние d между осью момента и центром давления). Обозначим:

b — хорда крыла (средняя хорда крыла),

q — динамический напор,

S — поверхность крыла,

c_{y1} — коэффициент нормальной силы.

Получаем:

$$M' = Nx d = c'_m q S b; \quad N = c_{y1} q S b,$$

где c'_m — коэффициент продольного момента относительно оси, проходящей через переднюю кромку.

Примерно в то же время Ланчестер также рекомендовал криволинейные профили этого типа. В 1884 г. Гупил опубликовал трактат на тему о движении тел в воздухе, в котором он описал эксперименты с криволинейными профилями в воздушном потоке, определяя наиболее подходящие профили, аналогичные профилям крыльев птиц. В 1889 г. Отто Лилиенталь опубликовал результаты своих экспериментов с вращающимся рычагом в знаменитой книге „Полет птиц и основы летного искусства“, подчеркивая (теорема № 13), что полет возможен только при наличии изогнутых крыльев. Степень кривизны, найденная им наиболее подходящей, была несколько велика ($1/12$ длины хорды).

Отто Лилиенталь и его последователи (Пильчер, Фербер, Шанют, Райт и др.) окончательно убедили мир в том, что криволинейные профили, примером которых служат крылья птиц, имеют существенное значение для полета.

Именно при наличии таких профилей с обычной кривизной достижение продольной устойчивости создало затруднения при конструировании бесхвостых самолетов.

Во всех профилях, средняя линия вогнутости которых имеет такую кривизну, что вогнутая сторона во время полета обращена к земле, центр давления перемещается в направлении передней кромки по мере увеличения угла атаки, в пределах летных углов атаки. Другими словами, подобные профили имеют для заданного состояния равновесия (т. е. когда центр давления совпадает с центром тяжести):

$$\frac{\partial e}{\partial \alpha} < 0.$$

Следовательно, любое прямое изолированное крыло с таким профилем для заданного положения центра тяжести оказывается неустойчивым.

Вследствие этой неустойчивости самолет, имеющий обычный профиль, должен иметь или хвостовое оперение или стабилизирующее крылышко, установленное впереди крыла (самолет типа „утка“). Такой хвост, независимо от того, расположен он впереди или позади, должен создавать аэродинамические моменты относительно центра тяжести, противодействующие моментам неустойчивости, возникающим под действием аэродинамических сил.

В 1870 г. Пено первый доказал необходимость хвостового оперения для продольной устойчивости.

У бесхвостого самолета с профилями обычной кривизны и фиксированным центром тяжести хвостовое оперение должно быть заменено аэродинамическим приспособлением. Все приспособления подобного рода являются фактически „хвостами“, включенными непосредственно в систему крыла.

Однако существуют еще другие возможности сохранения продольной устойчивости, о которых следует упомянуть. Даже при фиксированном центре тяжести стабилизирующие моменты могут создаваться с помощью эксцентрической тяги (винтовой или реактивной). Р. Арну предложил менять величину тяги с помощью дросселя для сохране-

ния постоянного угла атаки. Кроме того, чтобы создать противодействие дестабилизирующему моменту, можно менять угол наклона оси тяги. Вторая возможность заключается в перемещении центра тяжести таким образом, чтобы равновесие моментов всегда восстанавливалось (идея Эллехаммера). Однако все предлагаемые варианты сохранения устойчивости должны быть связаны с работой специального автоматического устройства. Другая возможность заключается в расположении центра тяжести значительно ниже крыла.

В конце концов существует лишь один реальный способ обеспечить собственную устойчивость изолированного крыла, не прибегая к помощи оперения: когда центр тяжести расположен перед фокусом крыла, прямое крыло с профилем обычной кривизны будет статически устойчиво, но не будет обладать равновесием. Равновесие будет поддерживаться моментом относительно продольной оси (например, моментом от тяги, проходящей ниже центра тяжести).

Фокус крыла и его особенности

Для дальнейшего изложения введем понятие „фокуса крыла“. Р. фон Мизес опубликовал в 1920 г. статью о гидродинамической теории подъемной силы крыла, основанную на способе конформного отображения, в которой он доказал, что для любого профиля существует точка („фокусная точка“), для которой подъемная сила не зависит от угла атаки [6]. Этот закон гидродинамической теории применим только для идеального потока, в котором отсутствуют вязкость и индуктивное сопротивление (потенциальный или двухразмерный поток). Однако он остается в силе и для крыльев того же профиля с конечным удлинением крыла при таких скоростях, когда еще не проявляются явления сжимаемости. При исследовании крыльев Бирнбаум и Глауэрт ввели применение этой гидродинамической теории в практических случаях проектирования крыла и оценки его устойчивости.

Американцы (НАСА), основываясь на упомянутых нами теоретических работах, примерно с 1929 г. условились относить продольный аэродинамический момент крыла к оси, проходящей через переднюю кромку крыла.

Предположим, что ось находится у передней кромки профиля крыла. Тогда равнодействующая воздушная сила, действующая на крыло, создаст момент: M' (от нормальной составляющей N силы R_α), x (расстояние d между осью момента и центром давления). Обозначим:

b — хорда крыла (средняя хорда крыла),

q — динамический напор,

S — поверхность крыла,

c_{y1} — коэффициент нормальной силы.

Получаем:

$$M' = N x d = c'_m q S b; \quad N = c_{y1} q S b,$$

где c'_m — коэффициент продольного момента относительно оси, проходящей через переднюю кромку.

Следовательно,

$$d = \frac{c_m'}{c_{y1}} b,$$

и так как при углах атаки, достаточно далеких от критического угла нормальная сила может быть приравнена подъемной силе:

$$c_{y1} \sim c_y,$$

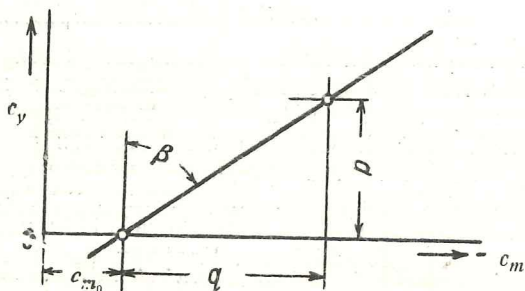
$$d \sim \frac{c_m}{c_y} b.$$

Изучая устойчивость при условиях, близких к потере скорости (т. е. при взлете и подъеме), необходимо, однако, ввести:

$$c_{y1} = c_y \cos \alpha + c_x \sin \alpha.$$

В соответствии с законом фон Мизеса испытания нормальных профилей в средних условиях показали, что при углах атаки, достаточно далеких от критического, коэффициент момента приблизительно прямо пропорционален коэффициенту нормальной силы (фиг. 1); следовательно, наклон прямой коэффициентов моментов в зависимости от коэффициента нормальной силы выражается следующим образом:

$$m = \frac{dc_m}{dc_y} = \frac{q}{p} = \text{const.}$$



Фиг. 1. Аэродинамический момент и нормальная сила, действующие на профиль

Соответственно этому исследуемая нами функция удовлетворяет уравнению:

$$c_m = c_{m0} + m c_y,$$

или

$$b c_m = b c_{m0} + m b c_y.$$

Здесь член $b c_{m0}$ выражает постоянную величину, которая не зависит от величины аэродинамической силы и, следовательно, от угла атаки, теоретически она зависит только от формы средней линии профиля.

Член $m b c_y$ выражает величину, изменяющуюся прямо пропорционально аэродинамической силе, а следовательно, и углу атаки α .

Представим себе продольный аэродинамический момент вокруг оси, выбранной на расстоянии x позади средней кромки, где

$$x = m b.$$

Оказывается, что момент относительно оси, определенной таким образом, становится постоянным при всех углах атаки (до критического угла и при положительных величинах подъемной силы). Эта ось называется „фокусом“ профиля, и продольный момент относительно нее выражается следующим образом:

$$M f = b c_{m0} q S.$$

Теоретически фокус профиля должен фиксироваться на четверти хорды, т. е.

$$m = 0,25, \quad m b = 0,25 b.$$

Однако на практике наблюдаются существенные расхождения. У самолетов обычной конструкции эти расхождения редко оказывают вредное влияние на устойчивость (исключая скорости, близкой к скорости звука). Однако у бесхвостых самолетов подобные отклонения могут оказывать серьезное влияние на устойчивость. Таким образом, необходимо более подробно изучить эти отклонения с точки зрения гидродинамической теории.

Прежде всего следует отметить, что фактический фокус крыла (который может определяться для крыла, как центр тяжести всех фокусов профилей по размаху), обычно отличается от теоретического по двум причинам:

- а) он не находится на четверти хорды,
- б) он не остается неподвижным на всем диапазоне летных углов атаки, меньших критического.

Положение фокуса зависит от числа Рейнольдса и в большой степени от числа Маха. В пределах диапазона меньших величин числа Рейнольдса аэродинамические продувки показали довольно значительное изменение положения фокуса [7]. При таких скоростях, когда явления сжимаемости становятся заметными, центр давления резко перемещается назад вследствие увеличения отрицательного давления у середины и задней части профиля [8].

Это указывает на изменение положения фокуса в зависимости от числа Маха. Однако гидродинамическая теория не дает объяснения этому факту, основанному на результатах экспериментов. Каплан [9] определил (на основании теории Глауэрта [10]), что влияние сжимаемости на положение центра давления должно быть весьма незначительным. Однако, несмотря на это, можно считать установленным, что сжимаемость, так же как вязкость и давление жидкости, оказывает существенное влияние на положение центра давления.

У хорошо обтекаемых тел и у профилей со средней и большой относительной толщиной, обладающих небольшим сопротивлением, наблюдается перемещение фокуса. В пределах небольших углов атаки он перемещается от первоначального положения в направлении передней кромки. У тел, имеющих форму корпуса дирижабля, какими являются гондолы и фюзеляжи современных самолетов, фокус может оказаться расположенным в передней части носка [11]. Это явление хорошо известно, хотя до последние-

го времени ему не уделялось должного внимания (не считая конструкторов дирижаблей).

Именно вследствие этого явления весьма совершенные в смысле аэродинамики самолеты оказываются неустойчивыми при полете на небольших углах атаки или рысканий. Кроме того, у профилей большой относительной толщины с малым лобовым сопротивлением вблизи угла атаки, при котором $c_x = 0$, аэродинамический фокус оказывается перемещенным до 5% хорды, вместо 25%, где теоретически предполагается его местонахождение [12].

Это оказывается справедливым и для крыльев с малым удлинением [13]. Это явление, возможно, послужило причиной прекращения дальнейшего развития летающего крыла с малым удлинением (типа „диска“), о чем упоминалось в историческом обзоре. Возможно, что эти самолеты обладают неудовлетворительной устойчивостью при планировании и пикировании по причине чрезмерного (и, возможно, нежелательного) перемещения аэродинамического фокуса в пределах малых углов атаки.

В основном главной причиной расхождения с теорией являются силы вязкости, т. е. поверхностное трение. Это объясняет, почему тела и профили с малым лобовым сопротивлением подвергаются наибольшему влиянию. Этим же объясняется, почему осложнения в отношении устойчивости на малых углах атаки возникают лишь у хорошо обтекаемых самолетов.

До тех пор, пока влияние поверхностного трения на суммарное лобовое сопротивление невелико, поведение фокуса будет соответствовать гидродинамической теории, т. е. он будет оставаться неподвижным вблизи четверти хорды. Когда преобладает поверхностное трение, есть полное основание предполагать, что фокус не будет оставаться неподвижным на всем диапазоне летных углов атаки и не будет расположен вблизи четверти хорды. Так, например, профили с 30% толщиной имеют фокус, расположенный на расстоянии 18% хорды от носка [14].

В этом отношении особенный интерес представляют профили ламинарного обтекания, которые в настоящее время весьма популярны.

Профили с S-образной средней линией особенно чувствительны к „масштабному эффекту“, поскольку изменения давления в области отогнутой вверх хвостовой части вызывают утолщения пограничного слоя в этой области. Вблизи угла нулевой подъемной силы и при отрицательных углах атаки отрицательное давление на отогнутой хвостовой части профиля не может достичь полной эффективности, что и вызывает перемещение фокуса. При больших числах Рейнольдса можно ожидать большего соответствия с теорией.

Фокус крыла и статическая устойчивость

На основании вышеизложенного становится ясно, что, когда центр тяжести расположен впереди фокуса крыла, существует статическая устойчивость. Когда обе

точки совпадают, устойчивость оказывается нейтральной, а когда центр тяжести расположен позади фокуса крыла, будет наблюдаться статическая неустойчивость¹.

Поскольку устойчивость является понятием, допускаемым только для случая состояния равновесия, остается установить, отвечает ли устойчивое положение центра тяжести требованиям балансировки.

Таким образом, сразу становится ясным, что бесхвостая система типа „летающей доски“, имеющая профили обычной кривизны, не может иметь собственной статической устойчивости, поскольку оба вышеупомянутых требования не могут быть удовлетворены при одинаковом расположении центра тяжести. Если центр тяжести расположен впереди фокуса крыла, балансировка не может быть достигнута. Однако можно обеспечить запас статической устойчивости даже в этом случае, расположив центр тяжести ниже фокуса крыла (или центра давления), образуя, таким образом, систему физического маятника.

Очевидно, что дужки обычной кривизны могут использоваться для бесхвостых самолетов лишь в том случае, если система крыла выполняет функции горизонтального оперения, обеспечивая балансировку, требуемую для устойчивого положения центра тяжести. Стреловидность в плане с отрицательной закруткой отвечает этому требованию. Форма крыла с обратной стреловидностью и с положительной закруткой является другим вариантом, обеспечивающим продольную балансировку.

Принцип образования самобалансирующейся системы крыла с неустойчивым профилем весьма прост. Необходимо, чтобы та часть крыла, которая расположена перед центром тяжести, создавала бы большую подъемную силу, чем та часть крыла, которая расположена за центром тяжести.

Этот принцип, сформулированный в „теореме Фербера“, но фактически вытекающий из работы Пено, применим для самолетов любой схемы. До некоторой степени он применим также и для системы разрезного крыла.

Для оценки степени статической устойчивости очень удобно пользоваться коэффициентом момента при нулевой подъемной силе (c_{m_0}). Положительная величина этого коэффициента показывает статическую устойчивость, а абсолютная величина характеризует степень устойчивости или неустойчивости. Согласно гидродинамической теории этот коэффициент для данного крыла не должен изменяться в пределах летных углов атаки.

Для решения вопроса устойчивости бесхвостки типа „летающей доски“ казалось бы достаточно применить профиль с постоянным центром давления ($c_{m_0} = 0$). Однако такая система крыльев обладает лишь незначительной степенью ус-

¹ Это очень простое условие для статической устойчивости было впервые сформулировано Глауэртом и Гейтсом в 1928 г. (Глауэрт и Гейтс. „Характеристики конического и закрученного крыла со стреловидностью в плане“. R. & M., 1226, стр. 7). Оно, конечно, не принимает во внимание влияние вертикального положения центра тяжести по отношению к крылу.

тойчивости и из-за влияния гондолы и выступов на крыле может сделаться неустойчивой.

Проведенные летные эксперименты в основном подтверждают это.

Таким образом, следует отдавать предпочтение двум вариантам крыльев:

а) системе „летающей доски“ с профилями, имеющими положительную устойчивость, т. е. крылья без стреловидности (цилиндрические или конические) с сильно отогнутой вверх хвостовой частью;

б) крылу с умеренной стреловидностью в плане, закруткой и с профилями, имеющим практически неподвижный центр давления.

Возможен вариант крыла и с закруткой профилей — в центре обычный профиль, а на конце — перевернутый [15]. Однако эта система имеет небольшой $c_{y\max}$.

Профили с неподвижным центром давления ($c_{m_0} = 0$) или имеют нулевую кривизну, теоретически соответствуя плоской пластине (симметричные дужки), или небольшую S-образность средней линии.

Профили с отогнутой вверх хвостовой частью фактически представляют собой добавление хвоста Пено к обычному профилю. В соответствии с размерами отогнутой части может быть получена любая степень устойчивости. Это вполне согласуется с современной гидродинамической теорией, и, основываясь на теории, можно с достаточной степенью точности рассчитать знак и величину c_{m_0} для контуров профиля. Можно найти контур профиля с отогнутой вверх хвостовой частью, который обеспечил бы устойчивое перемещение центра давления (положительные величины c_{m_0}) на всем диапазоне летных углов атаки. „Перевернутый“ профиль обычной кривизны (выгнутая часть обращена к земле) является предельным для таких устойчивых профилей.

История возникновения профилей с отогнутой вверх хвостовой частью связана с усиленным изучением продольной устойчивости и, следовательно, заслуживает упоминания.

Моноплан, спроектированный Пено и Гошо в 1876 г. и относящийся к категории „летающей доски“, первый должен был иметь крыло с устойчивым профилем с отогнутой вверх хвостовой частью. В описании своего патента [16] Пено и Гошо представили профиль этого типа и заявили:

„... Устойчивое равновесие достигается в полете посредством закрутки всей задней кромки несущей поверхности или части ее. Это влияние чрезвычайно важно... На наших чертежах крылья слегка отогнуты книзу в передней части, чтобы действовать на воздух наподобие судовых винтов с увеличивающимся шагом...“.

Двадцать два года спустя, Л. Харгрэв, экспериментируя с подобными профилями, установил, что они обеспечивают положительную устойчивость. В 1897 г. Фридрих Альборн возражал Отто Лилиенталу, указывая на недостаточную устойчивость профиля с простой кривизной, и предлагал использовать профили с обратной кривизной, обеспечивающие устойчивость. Для своего бесхвостого планера Фербер применял в 1901 г.

профили с отогнутой вверх хвостовой частью. В 1907 г. В. Тернбэлл опубликовал подробное исследование о профилях с отогнутой вверх хвостовой частью, подчеркивая их преимущества для обеспечения самолету устойчивости. Одним из самых ранних устойчивых профилей, подвергавшихся изучению в Англии, был модифицированный профиль RAF-6, испытывавшийся в Национальной физической лаборатории (NPL) в 1913—1914 гг. Профили с сильно отогнутой вверх хвостовой частью послужили основанием для созданной Арну системы „летающей доски“; позднее они использовались Фовелем и Абриалем. Однако в первые годы развития авиации профили с отогнутой вверх хвостовой частью применялись и на обычных самолетах. Так, например, они с успехом использовались на монопланах Ньюпор.

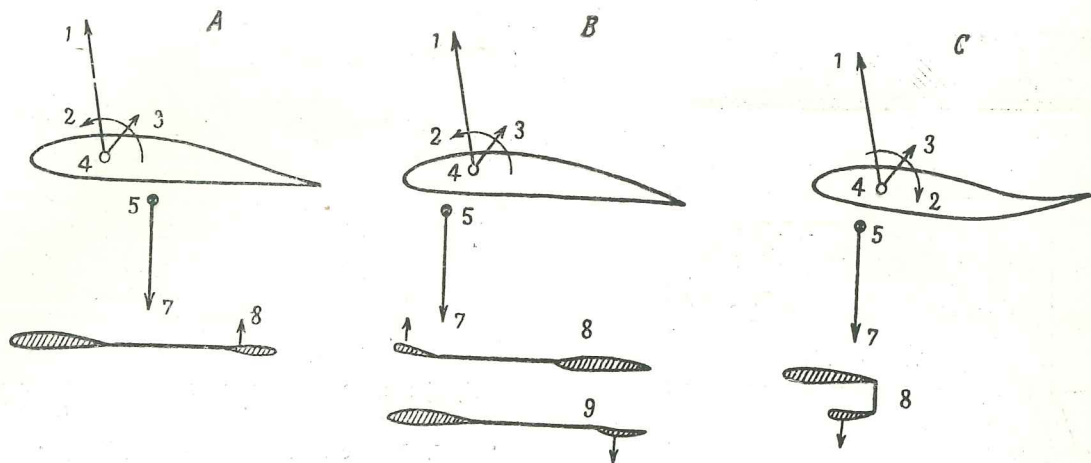
С помощью метода конформных отображений фон Мизес [6] в 1920 г. теоретически разработал профили с отогнутой вверх хвостовой частью, обладающие любой желаемой степенью устойчивости. В 1922 г. Гекелер [17] продолжил эту работу, приведя целый ряд конкретных примеров для профилей с постоянным центром давления.

Несколько позднее М. Мунк разработал S-образную среднюю линию профиля и создал серию удачных профилей (серия „М“), которые нашли широкое применение в самолетостроении. Современные исследования в области устойчивых профилей основаны главным образом на работе, проведенной Мунком.

Таким образом, ясно, что бесхвостый самолет типа „летающей доски“ может быть осуществлен лишь с применением профилей с отогнутой вверх хвостовой частью (фиг. 2). Именно это условие заставило Арну установить ограничители отклонения вниз рулевых закрылков. В противном случае продольная устойчивость была бы сильно ухудшена. Все бесхвостые самолеты, устойчивость которых обеспечивается профилем крыла, должны иметь аналогичные предохранительные приспособления.

Таким образом, рулевые закрылки, образующие заднюю кромку крыла у бесхвостых самолетов, всегда оказывают сильное влияние на продольную устойчивость. В связи с этим устойчивость будет улучшаться при подъеме и ухудшаться при пикировании. Это изменение степени статической устойчивости будет также оказывать вредное влияние на динамическую устойчивость, и этот вопрос требует специального изучения. Наряду со значительными преимуществами в смысле устойчивости S-образные профили, к сожалению, не обладают столь же выгодными прочими аэродинамическими данными. Их основной недостаток заключается в том, что у них мал наибольший коэффициент подъемной силы. Этот недостаток органически связан с формой средней линии, так как у отогнутой вверх хвостовой части профиля фактически возникает сила, направленная вниз, как у оперения. Очевидно, что статическая устойчивость не может быть достигнута без потери подъемной силы.

В этом отношении нужно только решить, что выгоднее — создавать ли силу, направленную вниз



Система крыло-хвост для создания устойчивости

A — простая кривизна, ц. т. за фокусом; отрицательный c_{m_0} .

1—подъемная сила (большие α), 2—момент, 3—подъемная сила (малые α), 4—фокус крыла, 5—центр тяжести, 7—вес, 8—хвост Пено. Свойства плоского крыла: а) балансировка при отсутствии устойчивости, б) для типа «летающей доски» не подходит

Система крыло-хвост для достижения балансировки

B — простая кривизна, ц. т. впереди фокуса; отрицательный c_{m_0} .

с 1 по 7—см. A, 8—тип «утки», 9—хвост Пено. Свойства плоского крыла: а) устойчивость при отсутствии балансировки, б) для типа «летающей доски» не подходит

Бесхвостая система для любой формы крыла в плане

C — профиль с отогнутой вверх хвостовой частью, ц. т. впереди фокуса; положительный c_{m_0} .

с 1 по 5—см. A, 7—вес, 8—горизонтальное оперение, включенное в профиль крыла, создающее подъемную силу, направленную вниз. Свойства плоского крыла: а) балансировка и устойчивость, б) подходит для типа «летающей доски»

Фиг. 2. Продольная устойчивость и балансировка систем прямых крыльев (без учета продольного момента, возникающего вследствие вертикального положения центра тяжести относительно крыла)

(необходимую для устойчивости или балансировки), с помощью хвостового оперения или отгибать кверху среднюю линию профиля.

В системах типа «утки» этот недостаток отсутствует. Однако до сего времени не найдено решение, обеспечивающее устойчивый профиль, аналогичный по своему аэродинамическому принципу самолету типа «утки»¹.

Малый коэффициент подъемной силы профилей с отогнутой вверх хвостовой частью вызывает также некоторое ухудшение летных характеристик при взлете и наборе высоты. Единственным преимуществом этих профилей в сравнении с обычными является минимальное лобовое сопротивление.

Сравнительные испытания двух тонких профилей [18] — одного обычной кривизны, а другого с отогнутой вверх хвостовой частью (RAF-6 и RAF-6 модифицированный) — показали потерю коэффициента максимальной подъемной силы на 15% и ухудшение аэродинамического качества на 8%, в то время как наименьшее лобовое сопротивление было, по крайней мере, на 25% меньше благодаря отгибанию задней кромки. Однако эти результаты относятся к старым испытаниям, проводившимся при сравнительно малых числах Рейнольдса.

Современные исследования свидетельствуют о том, что профили с S-образной средней линией

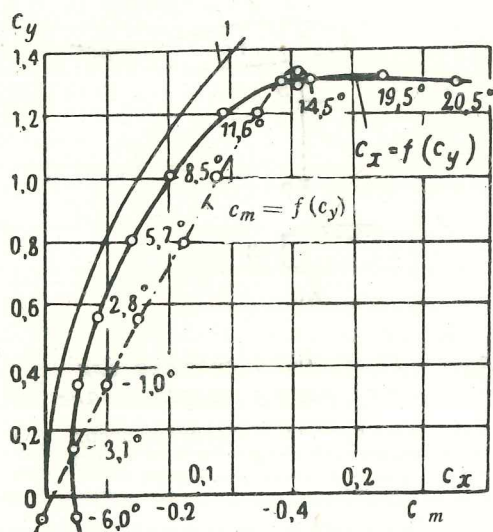
¹ 1. Наилучшим приближением к контуру такого профиля является, повидимому, «профиль № 5», рассчитанный Геккером ([17], стр. 180).

имеют при больших числах Рейнольдса достаточный $c_{y_{max}}$.

В США (НАСА) были опубликованы результаты сравнительных продувок с целью определения влияния S-образности средней линии на аэродинамику крыла [19]. К сожалению, это сравнение ограничивалось такой степенью отгибания, что достигался только неподвижный центр давления (т. е. $c_{m_0} = 0$). Полученные результаты вполне совпадают с результатами вышеупомянутых испытаний, проводившихся в Англии, хотя исследуемые профили имели относительную толщину от 12 до 14%. При отгибании наибольшая подъемная сила уменьшалась до 9—13%. Аэродинамическое качество мало изменялось. Наименьшее лобовое сопротивление имело тенденцию к уменьшению примерно на 4%. Однако при больших коэффициентах подъемной силы (свыше $c_y = 0,5$) лобовое сопротивление при отгибании значительно возрастало.

Сильно выраженное отгибание, требующееся для достижения положительной устойчивости профиля (положительных величин c_{m_0}), будет, конечно, вызывать более значительные изменения в характеристиках профиля, чем указанные выше.

Сравнительные испытания, проведенные недавно [20], показали, что профиль с отогнутой вверх хвостовой частью, имеющий положительную величину c_{m_0} и относительную толщину 12%, обладает подъемной силой примерно на 9,5% меньшей, чем соответствующий профиль с обычной кривизной, в то время как наименьшее лобо-



1 — индуктивное лобовое сопротивление для $\frac{l^2}{S} = 5$,
2 — индуктивное лобовое сопротивление относительно носка профиля

Фиг. 3. Профиль „Геттинген № 716“, спроектированный Липпишем в 1932 г. Центр давления теоретически неподвижен на всем диапазоне летных углов атаки, но продувки показали неустойчивость на малых значениях эффективного угла атаки

вое сопротивление несколько увеличивается (примерно на 1,2%). Наибольшее аэродинамическое качество оказывается примерно на 1,8% меньше и передвигается на большие углы атаки. Все это свидетельствует о том, что S-образные профили могут найти себе применение в самолетостроении. Подтверждением этому может служить успех самолета Фовеля. Один из профилей Фовеля изображен на фиг. 4.



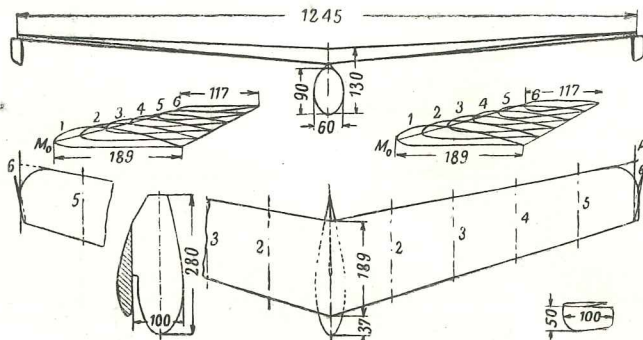
Фиг. 4. Профиль с устойчивым перемещением центра давления (положительный c_{m_0}), применявшийся Фовелем

Липпиш [21] и Штигер [22] обратили внимание на недостаток, присущий S-образным профилям в отношении управляемости. При наличии обычных рулевых закрылков усложняется управление, ухудшающееся на больших скоростях полета.

Устойчивые системы крыльев

Имеются две системы самоустойчивых крыльев. Одна из них — крыло со стреловидностью в плане и закруткой. Причем только совместное применение этих двух факторов обеспечивает устойчивость [25] (фиг. 5—9). Вторая система образуется благодаря самоустойчивым S-образным профилям (фиг. 3).

Первая система самоустойчивых крыльев, как показывают теоретические исследования [25] и



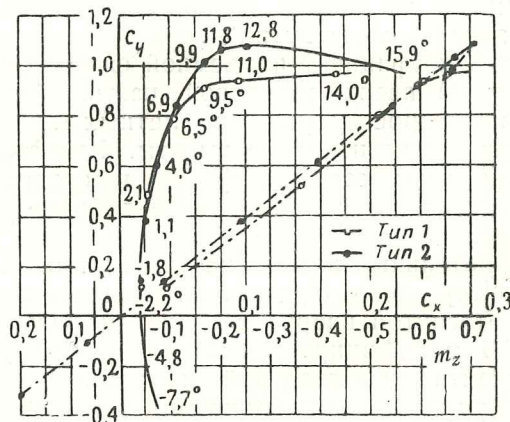
Профили, изображенные слева, относятся к типу 1, а изображенные справа — к типу 2

Фиг. 5. Ранние модели самолета „Шторх“ конструкции Липпиша, сделанные для продувок

летный опыт с бипланами Денна (1911—1918 гг.), имеет большее лобовое сопротивление, меньший $c_{y \max}$ и худшие весовые данные (фиг. 7).

Вторая система крыльев, хотя и обладает неплохими аэродинамическими данными, однако оказывается чрезвычайно чувствительной в отношении перемещения центра тяжести. Поэтому целесообразнее воспользоваться схемой крыла Липпиша [23]¹, которая является компромиссом между вышеупомянутыми двумя системами крыльев.

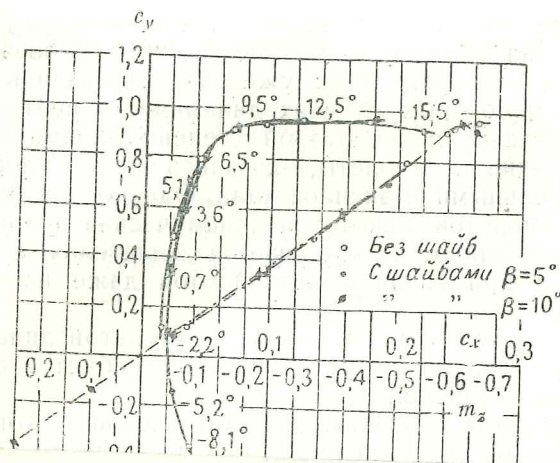
Теоретически можно, задавшись профилями, определять форму крыла в плане и закрутку для любой желательной степени статической устойчивости. Но можно расчет начинать и исходя из заданной формы крыла, определяя для нее профили, удовлетворяющие требуемой степени устойчивости. Вурстер [26] произвел расчет устойчивых систем крыльев и сравнил полученные результаты с результатами продувок.



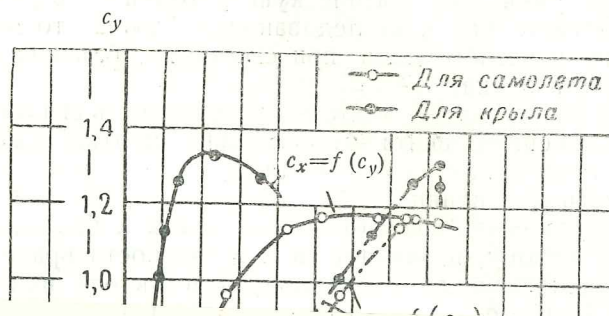
Фиг. 6. Продувочные кривые модели самолета „Шторх“ I без шайб на концах крыльев. Коэффициент момента отнесен к передней кромке центральной хорды. Следует обратить внимание на разницу между двумя системами профилей, изображенными на фиг. 5

Типы относятся к профилям фиг. 5

¹ Эту схему за два года до Липпиша впервые применил и успешно испытал в полете Б. И. Черановский (прим. ред.).



фили с сильно отогнутой вверх хвостовой частью. При этом могут быть использованы профили с неподвижным центром давления ($m_0 = 0$), т. е. имеющие симметричную форму или слегка изогнутую вверх среднюю линию.

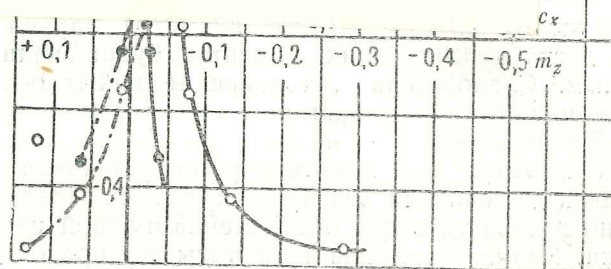


ОПЕЧАТКА

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
48	Фиг. 3 (подпись)	2 — индуктивное лобовое сопротивление относительно носка профиля	коэффициент продольного момента относительно носка профиля	Редактора

заданной формы в плане осуществлялся в соответствии с теорией Ланчестера и Прандтля¹. Таким образом, метод оказывается аналогичным применявшемуся Глауэртом и Гэйтсом при расчете конических и закрученных крыльев со стреловидностью в плане [25]. Аэродинамические характеристики серии устойчивых профилей, рассчитанные Вурстером, в отношении устойчивости хорошо совпадают с результатами продувок соответствующих моделей.

Расчеты показывают, что при наличии умеренной стреловидности в плане и закрутки нет необходимости использовать по всему размаху про-



Фиг. 9. Продувочные кривые двухместного планера «Вельтензеглер» VE-1. Момент берется относительно оси, расположенной на 19,2% за передней кромкой центроплана. Присутствие фюзеляжа делает систему неустойчивой.

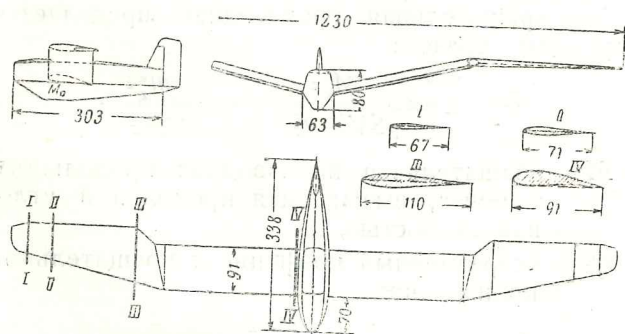
Самолет в целом

У бесхвостого самолета выступы над крылом и появляющиеся дополнительные продольные моменты могут вызвать осложнения с продольной устойчивостью. Если у самолета обычной схемы влияние этих факторов весьма невелико, так как моменты оперения имеют преобладающее значение, то у бесхвостого самолета их влияние будет иметь большее значение.

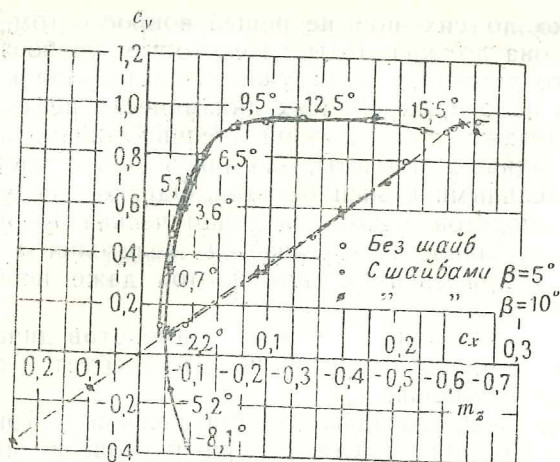
Наличие выступающих деталей сдвигает суммарный аэродинамический фокус крыла вперед. Это перемещение фокуса должно компенсироваться или большей устойчивостью профиля (большим отгибом кверху хвостовой части, например, с помощью подъема ограничителей рулевых закрылков) или увеличением закрутки при наличии стреловидности крыла.

Другое затруднение в отношении устойчивости возникает при применении тянущих винтов.

Осложнение с устойчивостью вызывается, с одной стороны, влиянием струи, отбрасываемой винтом и, с другой стороны — самим винтом.



Фиг. 8. Модель экспериментального двухместного легкого планера «Вельтензеглер» тип VE-1 конструкции Венка



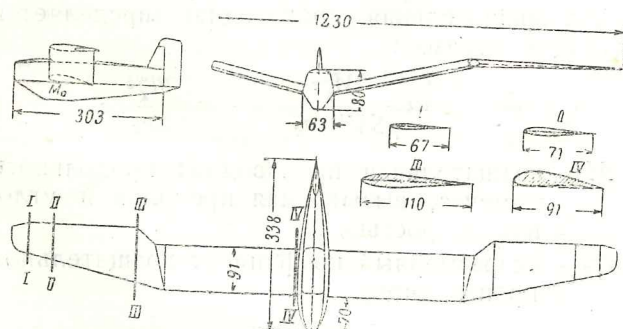
Фиг. 7. Продувочные кривые модели самолета „Шторх“¹ с шайбами на концах крыльев и без них, при различных углах наклона с шайбами и без шайб

Профили для заданной формы крыла в плане разрабатывались им по методу конформных изображений с применением теории подъемной силы фон Мизеса [6] и метода, предложенного Геке-лером [17].

Переход от характеристик профиля к крылу заданной формы в плане осуществлялся в соответствии с теорией Ланчестера и Прандтля¹. Таким образом, метод оказывается аналогичным применявшемуся Глауэртом и Гэйтсом при расчете конических и закрученных крыльев со стреловидностью в плане [25]. Аэродинамические характеристики серии устойчивых профилей, рассчитанные Вурстером, в отношении устойчивости хорошо совпадают с результатами продувок соответствующих моделей.

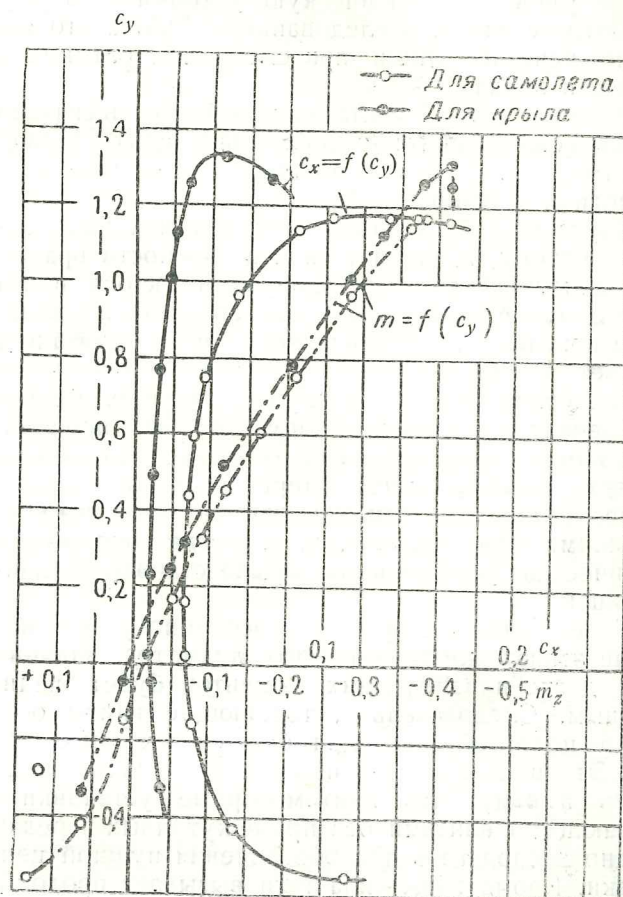
Расчеты показывают, что при наличии умеренной стреловидности в плане и закрутки нет необходимости использовать по всему размаху про-

¹ Этот способ (так же, как и применявшийся Глауэртом и Гэйтсом) является приближенным, так как существующая теория крыла не принимает во внимание влияние стреловидности в плане на распределение подъемной силы по размаху. При небольшой стреловидности в плане разница между теоретическими и экспериментальными результатами невелика по сравнению с другими допущениями этого метода, но при резкой стреловидности в плане окажется необходимым ввести поправки в классическую теорию на основе экспериментальных данных.



Фиг. 8. Модель экспериментального двухместного легкого планера „Вельтензеглер“ тип VE-1 конструкции Венка

фили с сильно отогнутой вверх хвостовой частью. При этом могут быть использованы профили с неподвижным центром давления ($m_0 = 0$), т. е. имеющие симметричную форму или слегка изогнутую вверх среднюю линию.



Фиг. 9. Продувочные кривые двухместного планера „Вельтензеглер“ VE-1. Момент берется относительно оси, расположенной на 19,2% за передней кромкой центроплана. Присутствие фюзеляжа делает систему неустойчивой

Самолет в целом

У бесхвостого самолета выступы над крылом и появляющиеся дополнительные продольные моменты могут вызвать осложнения с продольной устойчивостью. Если у самолета обычной схемы влияние этих факторов весьма невелико, так как моменты оперения имеют преобладающее значение, то у бесхвостого самолета их влияние будет иметь большее значение.

Наличие выступающих деталей сдвигает суммарный аэродинамический фокус крыла вперед. Это перемещение фокуса должно компенсироваться или большей устойчивостью профиля (большим отгибом кверху хвостовой части, например, с помощью подъема ограничителей рулевых закрылков) или увеличением закрутки при наличии стреловидности крыла.

Другое затруднение в отношении устойчивости возникает при применении тянущих винтов.

Осложнение с устойчивостью вызывается, с одной стороны, влиянием струи, отбрасываемой винтом и, с другой стороны—самим винтом.

Влияние струи, отбрасываемой винтом на крыло, мало изучено, и поэтому его нельзя полностью оценить теоретически. Однако можно сказать с уверенностью, что струя за винтом заставляет фокус крыла перемещаться вперед, тем самым уменьшая статическую устойчивость [27]. В соответствии с исследованиями Гейтса это явление исчезнет лишь при скоростях, близких к скорости звука.

Влияние самого винта на устойчивость связано с положением винта относительно центра тяжести. Реактивные сопла, видимо, будут оказывать аналогичное влияние.

Когда винт вращается под углом к набегающему потоку, возникает сила в плоскости вращения, действующая перпендикулярно к оси винта [28]. Влияние этой силы может сравниться с влиянием крылышка, установленного вместо винта под соответствующим углом к плоскости основного крыла. Очевидно, что в случае тянущих винтов поперечная сила создает неустойчивые продольные или путевые моменты относительно центра тяжести, усиливающие потерю состояния равновесия. Более того, эти моменты оказываются наибольшими при подъеме, т. е. когда собственная статическая устойчивость крыла становится наименьшей.

У бесхвостых самолетов, особенно у тех, которые имеют винты большого диаметра, влияние этих дестабилизирующих моментов будет значительным. Следовательно, толкающие винты особенно целесообразны для бесхвостых самолетов [29]. Это подтвердилось на практике. Однако надо иметь в виду, что винтомоторные установки с толкающими винтами без промежуточных передач трудно располагать для обеспечения нужной центровки. Кроме того, сила тяги вызывает продольные моменты, выводящие самолет из равновесия, когда линия тяги винтов или реактивных сопел проходит выше или ниже центра тяжести. В случае схемы бесхвостого самолета компенсация таких моментов требует изменения положения центра тяжести, что влияет на продольную устойчивость. Нет ничего удивительного поэтому, что все попытки превратить бесхвостые планеры в легкие самолеты посредством установки над крылом мотора с винтом (Фовель, Куппер и т. д.) не имели успеха.

Аэродинамический эффект рулевых закрылков на крыльях любой системы сводится к изменению эффективного угла атаки, а также к изменению кривизны хвостовой части профиля.

Так как для обеспечения балансировки на больших углах атаки рулевые закрылки оказываются необходимым поднять, то их действие до некоторой степени противопоставляется уменьшению статической устойчивости, наблюдающемуся при больших углах атаки.

Однако в опущенном положении рулевые закрылки могут сделать неустойчивой ту часть крыла, которая находится перед ними. Таким образом, из соображений устойчивости целесообразно ограничивать угол отклонения закрылков книзу.

Все вопросы, связанные с динамической устойчивостью, в настоящее время достаточно ясны.

Однако до сих пор не решен вопрос о том, какова она должна быть. Некоторые требования общего характера нами уже рассматривались ниже. В некоторых случаях динамически нейтральные и даже до некоторой степени динамически неустойчивые самолеты, оказались вполне удовлетворительными в эксплуатации. Однако для больших самолетов некоторая динамическая продольная устойчивость оказывается желательной, а в связи с применением автопилотов даже необходимой.

При изучении бесхвостых самолетов динамическая продольная устойчивость требует к себе особого внимания.

Самолеты, обладающие статической устойчивостью, обычно после потери равновесия начинают колебаться относительно продольной оси. Это движение можно представить как сумму двух колебаний, имеющих различные периоды и различные декременты затухания. Одно из этих колебаний, обычно называемое короткопериодическим, связано с изменениями угла атаки. Другое, именуемое фугоидным колебанием Ланчестера или длиннопериодическим колебанием, возникает главным образом при изменении скорости.

Конечно, бесхвостые самолеты подвержены влиянию как тех, так и других колебаний. Однако у бесхвостого самолета в этом отношении есть существенное отличие от самолета типа Пенно. Если у самолета обычной конструкции колебания короткого периода настолько сильно затухают, что нет никаких оснований изучать устойчивость движения или степень их затухания, то бесхвостый самолет может подвергаться этим колебаниям из-за слабого демпфирования.

Гейтс и Херст [30] впервые указали на эту характерную разницу.

Продольное демпфирование

Как мы уже указывали, основной причиной такой разницы является изменение продольного демпфирования, которое у самолета обычной конструкции создается главным образом оперением (около 80%). У бесхвостого самолета основным источником демпфирования является крыло. Гондолы и прочее могут способствовать демпфированию, но их влияние практически ничтожно.

Характерным параметром, определяющим продольное демпфирование, является безразмерный коэффициент вращательной производной продольного момента по продольной же угловой скорости. Эта вращательная производная определяется следующим образом:

$$m_z^{\omega_z} = \frac{-M_z^{\omega_z}}{\rho S V b^2 k_z} = -\frac{m_z^{\omega_z}}{2k_z};$$

$M_z^{\omega_z}$ — вращательная производная продольного момента, вызываемая продольной угловой скоростью,

$m_z^{\omega_z}$ — безразмерный коэффициент вращательной производной,

$$m_z^{\omega_z} = \frac{M_z^{\omega_z} 2}{\rho S V b^2};$$

k_z — коэффициент инерции вокруг поперечной оси, равный $\frac{J_z}{mb^2}$,
 J_z — момент инерции относительно поперечной оси,
 $m = \frac{G}{g}$ — масса самолета,
 b — геометрическая средняя хорда крыла,

Коэффициент $\bar{m}_z^{\omega_z}$, являющийся характеристикой общего продольного демпфирования самолета, может быть выражен следующим образом:

$$\bar{m}_z^{\omega_z} = \frac{m}{\rho SV} \frac{-M_z^{\omega_z}}{J_z} = \frac{G}{S} \frac{1}{\gamma V} \frac{-M_z^{\omega_z}}{J_z} = \\ = \sim \gamma \frac{V}{2g} \frac{-M_z^{\omega_z}}{B},$$

ОПЕЧАТКА

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
51	5 сверху справа	$\sim \gamma \frac{V}{2g} \frac{-M_z^{\omega_z}}{B}$	$\sim c_y \frac{V}{2g} \frac{-M_z^{\omega_z}}{J_z}$	Редактора

т параметров, самолета в данных характеристиках, что: его демпфирование поперечной

ла [31], и, судя по работе Джонса, результаты этого теоретического расчета хорошо соответствуют экспериментальным данным [32]. Таким образом, теоретическое исследование Глауэрта можно использовать для расчета продольного демпфирования бесхвосток типа „летающая доска“. Величины $m_z^{\omega_z}$ — основного фактора, демпфирующего продольные колебания, — возрастают при смещении оси вращения (т. е. центра тяжести) к передней кромке.

Отсюда ясно, что аэродинамическое демпфирование растет при увеличении статической устойчивости. Это обстоятельство имеет серьезное значение для бесхвостых самолетов, у которых, как правило, должна быть передняя центровка.

Из работы Глауэрта следует, что для таких центровок, которые вероятны у бесхвостых самолетов (от 10 до 20% средней хорды крыла), величина $m_z^{\omega_z}$ несколько изменяется в зависимости от удлинения. Улучшению аэродинамического демпфирования будет способствовать соответствующее изменение поперечного момента инерции, так что в общем можно предполагать, что самолеты типа „летающее крыло“ будут обеспечивать лучшее продольное демпфирование при большем удлинении.

Глауэрт и Гейтс рассчитывали $m_z^{\omega_z}$ и для крыльев со стреловидностью в плане, коничностью и закруткой [25]. Однако для оценки справедливости полученных ими результатов требуется экспериментальное подтверждение возможности пренебрежения составляющими потока, идущими вдоль размаха.

В соответствии с теоретическими исследованиями Глауэрта и Гейтса коничность и закрутка не оказывают большого влияния на аэродинамическое демпфирование. Демпфирование сильно возрастает при увеличении угла стреловидности в плане. Возможно, если учесть трехмерность потока, изменение закрутки крыла скажется на демпфировании.

Продольное аэродинамическое демпфирование бесхвостого самолета значительно меньше, чем самолета обычного типа. У самолета со стреловидным крылом оно составляет около одной трети демпфирования обычного самолета, а у типа „летающей доски“ — всего только одну восьмую. Гейтс и Херст [30] полагали, что у самолета „Птеродактиль“ МК-1b общий момент (т. е. с учетом влияния небольшого момента инерции) равен половине момента самолета обычной конструкции. Аэродинамическая стреловидность в плане у „Птеродактиля“ составляла около 25°. Из сказанного следует, что конструктор бесхвостого самолета не имеет возможности улучшить аэродинамическое демпфирование. Единственное, что в его силах, это увеличение угла стреловидности в плане, дающее известные результаты. Но при этом он также увеличивает момент инерции, и вскоре достигаются оптимальные условия, при превышении которых увеличение стреловидности в плане повлечет за собой ухудшение динамической устойчивости. Бипланы конструкции Денна являются ярким примером этого.

Большого можно достичь, если увеличить коэффициент демпфирования $m_z^{\omega_z}$ путем уменьшения, насколько возможно, момента инерции самолета относительно поперечной оси.

Повидимому, при конструировании большинства бесхвостых самолетов этому обстоятельству до сих пор не уделялось достаточного внимания.

Ранее строившиеся бесхвостые планеры должны были быть гораздо лучше в этом отношении.

Однако можно привести два довода в пользу больших моментов инерции бесхвостого самолета. Возмущение (порыв ветра) не может мгновенно оказывать влияние на самолет, если инерция самолета велика, и вследствие этого небольшие порывы ветра будут для самолета с большим моментом инерции неощутимы.

Однако слабое аэродинамическое демпфирование бесхвостого самолета и отсутствие хвостового оперения, воздействуя на которое, порыв ветра

k_z — коэффициент инерции вокруг поперечной оси, равный $\frac{J_z}{mb^2}$,

J_z — момент инерции относительно поперечной оси,

$m = \frac{G}{g}$ — масса самолета,

b — геометрическая средняя хорда крыла,

ρ — плотность воздуха,

S — площадь крыла,

V — поступательная скорость самолета,

ω_z — продольная угловая скорость.

$\bar{m}_z^{\omega_z}$ и $m_z^{\omega_z}$, к сожалению, являются факторами, нелегко поддающимися точному расчету, за исключением случая прямого крыла, при наличии некоторых упрощающих предположений.

Глауэрт сделал расчет $m_z^{\omega_z}$ для прямого крыла [31], и, судя по работе Джонса, результаты этого теоретического расчета хорошо соответствуют экспериментальным данным [32]. Таким образом, теоретическое исследование Глауэрта можно использовать для расчета продольного демпфирования бесхвосток типа „летающая доска“. Величины $m_z^{\omega_z}$ — основного фактора, демпфирующего продольные колебания, — возрастают при смещении оси вращения (т. е. центра тяжести) к передней кромке.

Отсюда ясно, что аэродинамическое демпфирование растет при увеличении статической устойчивости. Это обстоятельство имеет серьезное значение для бесхвостых самолетов, у которых, как правило, должна быть передняя центровка.

Из работы Глауэрта следует, что для таких центровок, которые вероятны у бесхвостых самолетов (от 10 до 20% средней хорды крыла), величина $m_z^{\omega_z}$ несколько изменяется в зависимости от удлинения. Улучшению аэродинамического демпфирования будет способствовать соответствующее изменение поперечного момента инерции, так что в общем можно предполагать, что самолеты типа „летающее крыло“ будут обеспечивать лучшее продольное демпфирование при большем удлинении.

Глауэрт и Гэйтс рассчитывали $m_z^{\omega_z}$ и для крыльев со стреловидностью в плане, коничностью и закруткой [25]. Однако для оценки справедливости полученных ими результатов требуется экспериментальное подтверждение возможности пренебрежения составляющими потока, идущими вдоль размаха.

В соответствии с теоретическими исследованиями Глауэрта и Гэйтса коничность и закрутка не оказывают большого влияния на аэродинамическое демпфирование. Демпфирование сильно возрастает при увеличении угла стреловидности в плане. Возможно, если учесть трехмерность потока, изменение закрутки крыла скажется на демпфировании.

Коэффициент $\bar{m}_z^{\omega_z}$, являющийся характеристикой общего продольного демпфирования самолета, может быть выражен следующим образом:

$$\bar{m}_z^{\omega_z} = \frac{m}{\rho S V} \frac{-M_z^{\omega_z}}{J_z} = \frac{G}{S} \frac{1}{\gamma V} \frac{-M_z^{\omega_z}}{J_z} = \\ = \sim \gamma \frac{V}{2g} \frac{-M_z^{\omega_z}}{B},$$

где γ — удельный вес воздуха,

$\frac{G}{S}$ — нагрузка на крыло.

Отсюда ясно, что $\bar{m}_z^{\omega_z}$ зависит от параметров, характеризующих режим полета самолета в данный момент, и от двух физических характеристик, относящихся к конструкции, а именно:

а) продольного аэродинамического демпфирования,

б) момента инерции относительно поперечной оси.

Продольное аэродинамическое демпфирование бесхвостого самолета значительно меньше, чем самолета обычного типа. У самолета со стреловидным крылом оно составляет около одной трети демпфирования обычного самолета, а у типа „летающей доски“ — всего только одну восьмую. Гэйтс и Херст [30] полагали, что у самолета „Птеродактиль“ МК-1b общий момент (т. е. с учетом влияния небольшого момента инерции) равен половине момента самолета обычной конструкции. Аэродинамическая стреловидность в плане у „Птеродактиля“ составляла около 25°. Из сказанного следует, что конструктор бесхвостого самолета не имеет возможности улучшить аэродинамическое демпфирование. Единственное, что в его силах, это увеличение угла стреловидности в плане, дающее известные результаты. Но при этом он также увеличивает момент инерции, и вскоре достигаются оптимальные условия, при превышении которых увеличение стреловидности в плане повлечет за собой ухудшение динамической устойчивости. Бипланы конструкции Денна являются ярким примером этого.

Большого можно достичь, если увеличить коэффициент демпфирования $\bar{m}_z^{\omega_z}$ путем уменьшения, насколько возможно, момента инерции самолета относительно поперечной оси.

Повидимому, при конструировании большинства бесхвостых самолетов этому обстоятельству до сих пор не уделялось достаточного внимания.

Ранее строившиеся бесхвостые планеры должны были быть гораздо лучше в этом отношении.

Однако можно привести два довода в пользу больших моментов инерции бесхвостого самолета. Возмущение (порыв ветра) не может мгновенно оказывать влияние на самолет, если инерция самолета велика, и вследствие этого небольшие порывы ветра будут для самолета с большим моментом инерции неощутимы.

Однако слабое аэродинамическое демпфирование бесхвостого самолета и отсутствие хвостового оперения, воздействуя на которое, порыв ветра

мог бы создать большой продольный момент, служат причиной того, что порывы ветра оказывают значительно более слабое влияние на положение бесхвостого самолета.

На характер движения самолета влияют не столько вертикальные перемещения центра тяжести, сколько продольные моменты, действующие непосредственно на угол атаки и скорость полета.

От перемещения центра тяжести вверх и вниз у бесхвостого самолета возникают также некоторые дополнительные продольные моменты, однако они весьма невелики.

Кроме того, считается, что большая инерция облегчает управляемость¹.

Не подлежит сомнению, что малая инерция самолета потребует более чутких органов управления, действующих без запаздывания и холостого хода.

Однако не совсем ясно, почему при наличии органов управления, обладающих этими качествами, и при достаточной статической устойчивости и возможностях балансировки управление бесхвостым самолетом должно осложняться при уменьшении инерции самолета.

Короткопериодические колебания

Классическое биквадратное уравнение устойчивости может быть приближенно разложено на два квадратных, представляющих два вида колебаний, упоминавшихся выше. Условиями для разложения являются установившийся полет самолета и наличие положительной или нейтральной статической устойчивости.

Условием демпфирования колебаний короткого периода является отрицательная величина некоторых коэффициентов устойчивости. Это условие всегда выполняется, но степень демпфирования у бесхвостого самолета будет значительно меньше, чем у самолета обычной конструкции, так как величина $\bar{m}_z^{\omega_z}$ намного меньше.

Что касается прочих коэффициентов устойчивости, способствующих демпфированию, то один фактически не имеет никакого значения, будучи малым, а другой зависит главным образом от наклона кривой подъемной силы и от лобового сопротивления. Следовательно, конструктор не в состоянии на них воздействовать.

Другое, пожалуй, более серьезное следствие уменьшенного демпфирования относится к периоду. У бесхвостого самолета частота колебаний несколько увеличивается, одновременно растет и время, в течение которого существуют эти колебания.

Частые колебания этого рода могут вызвать особые аэродинамические явления в той области воздушного потока, которая расположена над крылом.

¹ Это утверждение автора—неверно. При большом моменте инерции бесхвостый самолет будет обладать плохой приемистостью продольного управления, что подтверждается как расчетами, так и летным экспериментом (самолет ХАИ-4) (прим. ред.).

Вопрос этот требует специального рассмотрения и дальнейшего экспериментального изучения.

При проектировании летающего крыла необходимо принимать во внимание два аэродинамических явления.

При внезапном увеличении угла атаки крыла возникает динамическая подъемная сила, и максимальная подъемная сила в этот момент возрастает, поскольку срыв потока с верхней поверхности крыла затягивается. Это явление влияет на конструкцию крыла и также может вызвать флаттер.

Такое увеличение подъемной силы может возникнуть при сильных порывах ветра, когда малый период колебаний проявляет себя одновременно с мощным демпфированием.

Другое явление—эффект Киоллера-Бетца. Этот эффект сводится к тому, что при периодическом изменении угла атаки крыла от положительного к отрицательному может возникнуть понижение лобового сопротивления крыла или даже "тяги". Подъемная сила при этом меняется незначительно [33].

Однако снижение лобового сопротивления из-за короткопериодических колебаний, следующих за возмущением, будет также оказывать вредное влияние на демпфирование фугоидных колебаний.

Фугоидные колебания

Длиннопериодические колебания являются единственным видом колебаний, которые могут вызвать осложнения для самолетов обычной конструкции.

Гэйтс и Херст [30] изучали влияние уменьшения коэффициента продольной устойчивости $\bar{m}_z^{\omega_z}$ на эти колебания. Было при этом обнаружено, что демпфирование фугоидных колебаний на большой скорости (на малых c_y) не будет ухудшаться, на режиме же потери скорости будет даже усиливаться. При средних же скоростях полета демпфирование заметно уменьшается. Период колебаний будет уменьшаться в соответствии с коэффициентом $\bar{m}_z^{\omega_z}$, за исключением режима, соответствующего потере скорости.

Для суждения о влиянии отдельных факторов на длиннопериодические колебания необходимо воспользоваться математическим аппаратом.

Пользуясь известными выражениями для периода, для времени затухания и для амплитуды, можно установить, что они зависят главным образом от следующих факторов: коэффициента подъемной силы и лобового сопротивления, углов наклона кривых подъемной силы и лобового сопротивления относительно угла атаки, производной продольного момента по угловой скорости, производной продольного момента по нормальной скорости, момента инерции относительно поперечной оси, нагрузки на крыло, плотности воздуха (или высоты полета), скорости полета.

Для того, чтобы решить, в какой степени потребуется в случае бесхвостого самолета изучение

сил и моментов, вызываемых угловыми ускорениями и изменениями углов атаки, необходимы дальнейшие исследования.

Нужно иметь в виду, что величины, связанные с устойчивостью, которые принято считать для самолетов обычного типа второстепенными, для бесхвостых самолетов оказываются весьма существенными.

Применяя метод оценки динамической устойчивости, предложенный Циммерманом [34] к бесхвостому самолету, приходим к выводу, что демпфирование колебательного движения находится под влиянием двух безразмерных параметров¹.

Один из этих параметров — коэффициент вращательной производной \bar{m}_z^w , который мы назовем „вращательным демпфирующим фактором“. Его уменьшение увеличивает частоту периодов фугонных колебаний.

Коэффициент статической устойчивости

Другой параметр, который мы назовем „фактором статической устойчивости“ \bar{m}_z^u , также оказывает некоторое влияние на период колебаний (но не на демпфирование) с коротким периодом, поскольку он связан с производной от продольного момента по нормальной скорости. Фактор статической устойчивости может быть выражен следующим образом²:

$$\bar{m}_z^u = - \frac{m}{\rho S b} \frac{1}{2k_z} \frac{dm_{z_{ц.т}}}{d\alpha} = - \frac{G}{S} \frac{1}{\gamma} \frac{mb}{2J_z} \frac{dm_{z_{ц.т}}}{d\alpha},$$

где $\frac{dm_{z_{ц.т}}}{d\alpha}$ — наклон кривой коэффициента продольного момента относительно центра тяжести в зависимости от угла атаки.

Этот наклон кривой коэффициента продольного момента служит мерой запаса статической устойчивости для всего самолета. Если он отрицателен, это указывает на наличие статической устойчивости, если он равен нулю — будет существовать нейтральная устойчивость³.

Численное значение этого наклона характеризует запас статической устойчивости. Коэффициент m_z должен учитывать все продольные моменты, вызываемые нормальной и тангенциальной составляющими равнодействующей аэродинамической силы, а также все продольные моменты, вызываемые несущими деталями.

У бесхвостых самолетов расположение крыла над центром тяжести может оказывать существенное влияние. Высокое расположение крыла поэтому может оказаться более выгодным. Однако величина $\frac{dm_z}{d\alpha}$ в первую очередь зависит от того, насколько вынесен центр тяжести перед фокусом крыла.

¹ Однако требуется еще подтвердить, имеем ли мы право использовать метод расчета Циммермана для бесхвостого самолета.

² Под ρ здесь автор понимает плотность самолета (п р и м. ред.).

³ Необходимо отметить, что коэффициент продольного момента m_z относится к оси, проходящей через центр тяжести, а не к оси, проходящей через фокус крыла (как коэффициент c_{m_0}).

На затухание колебаний существенно влияет величина фактора статической устойчивости. Этот последний оказывает влияние на замедление изменения угла атаки относительно изменения угла траектории полета, следующего за возмущением. Чем больше периодическое замедление изменения угла атаки, тем более вероятно возникновение динамической неустойчивости.

Взаимодействие вращательного демпфирующего фактора с фактором статической устойчивости является, таким образом, мерой динамической неустойчивости и дает представление о затухании колебаний.

Степень статической устойчивости сама по себе не имеет решающего значения. Приведенное Гэйтсом исследование [27] свидетельствует о том, что хотя статическая устойчивость и является безусловно необходимой для затухания фугонных колебаний, однако из этого не следует, что затухание колебаний находится в прямом соотношении со степенью статической устойчивости. Действительно, нельзя предполагать, что колебания будут исчезать при перемещении центра тяжести вперед в положение, обеспечивающее большую статическую устойчивость. Хотя это непосредственно улучшает аэродинамическое демпфирование, обеспечиваемое крылом, однако теоретически возможно, что колебание усилится (отрицательный декремент затухания), когда центр тяжести окажется расположенным далеко перед аэродинамическим фокусом крыла, что иногда наблюдалось.

Все это лишнее раз свидетельствует о том, что необходимо изучить динамическую устойчивость бесхвостых самолетов.

Испытания летающих моделей также подтверждают, что может существовать значительная неустойчивость.

Циммерман [34], основываясь на своих упрощенных исследованиях, делает заключение, что когда первоначальная величина фактора статической устойчивости мала, увеличение ее даст отрицательные результаты, тогда как за пределами какой-то определенной величины такое увеличение позволит избежать возникновения динамической неустойчивости.

В общем самолеты, обладающие низким лобовым сопротивлением, т. е. имеющие хорошие летные данные, более подвержены фугондальной динамической неустойчивости, поскольку лобовое сопротивление является одной из наиболее существенных физических характеристик, уменьшающих амплитуду колебаний и увеличивающих их период.

Таким образом, самолеты типа „летающее крыло“ требуют большего внимания в отношении этого вопроса, чем всякие другие.

Некоторые результаты летных испытаний

Немногие экспериментаторы позаботились о том, чтобы подробно изложить свои впечатления относительно продольной устойчивости. А те немногие впечатления, о которых сообщалось, были зачастую недостоверны, что вполне объяснимо

стремлением всех экспериментаторов умолчать о недостатках устойчивости и управляемости, чтобы обеспечить себе дальнейшую финансовую поддержку.

Вполне вероятно, что недостаточная продольная устойчивость послужила причиной некоторых аварий при испытаниях самолетов Арну. Тем не менее при нормальном полете с ограниченным углом отклонения рулевых закрылков вниз эти «летающие доски», повидимому, показали неплохие летные качества.

Это согласуется с результатами испытаний модели в $1/3$ натуральной величины, проведенных Липпишем [35].

О летных качествах монопланов Фовеля неоднократно упоминалось. Сам Фовель считал [36], что согласно летным испытаниям, проводившимся им с планером AV-3 и легким самолетом AV-10, достижение динамической продольной устойчивости не является сложной проблемой. Полеты в спокойную погоду показали наличие положительной устойчивости. По его мнению, влияние порывов ветра на самолет его конструкции невелико, так как этим порывам подвержено только крыло, а не система, состоящая из крыла и хвостового оперения.

Кроме того, Фовель считает, что колебания всегда удается погасить благодаря статической устойчивости, в которой нуждается самолет типа «летающей доски» (с центром тяжести между 12 и 22% хорды).

Самолет AV-10 прошел официальные испытания во Франции и получил свидетельство о пригодности к полету [37]. Он действительно оказался обладающим вполне удовлетворительными качествами в отношении продольной устойчивости при всех скоростях и при всех допустимых положениях центра тяжести. Аналогичные сведения поступили относительно бесхвостого планера AV-33, который испытывался целым рядом летчиков. Было отмечено незначительное влияние порывов ветра на его устойчивость. На основании всего вышесказанного становится очевидным, что характеристики устойчивости монопланов конструкции Фовеля не могут быть неудовлетворительными. Даже если бы вследствие плохих демпфирующих качеств не было никакого средства улучшить динамическую устойчивость самолетов типа «летающей доски», обладающих лучшими летными данными, можно себе представить такие приспособления, которые дадут возможность улучшить естественное демпфирование прямого крыла с помощью аэродинамического эффекта или какими-либо искусственными средствами (например, при помощи жирокопов).

Еще в 1909 г. Денн упоминал в своих патентах о демпфировании продольных колебаний с помощью стреловидности в плане. Денн предполагал, кроме того, что закрутка будет дополнительно способствовать демпфированию. Недостатки самолетов Денна объяснялись, вероятнее всего, излишней стреловидностью в плане и большим моментом инерции. Об этих недостатках упоминалось как

о «слишком большой устойчивости» и «неуправляемости». Отсутствие эффективности управления может являться следствием как слишком большой собственной устойчивости, так и недостаточной динамической устойчивости, которая при порывах ветра вызывает необходимость в манипулировании управлением без немедленного и несомненного эффекта¹. Теоретические данные и летные испытания «стрельчатых» самолетов, повидимому, показывают, что динамическая устойчивость лучше у биплана благодаря более сильному аэродинамическому демпфированию.

С другой стороны, продувки показали, что статическая устойчивость биплана со стреловидностью в плане несколько меньше, чем у моноплана с той же стреловидностью.

Опыт «Птеродактилей» Хилла [39] свидетельствует о том, что концевые контроллеры, имевшие значительный собственный момент инерции вокруг оси вращения в комбинации с малым демпфированием крыла (хотя и имевшего стреловидность), создавали динамическую неустойчивость самолета, которая становилась «опасной в спокойную погоду» [40].

Серия самолетов «Шторх», конструкции Липпиша, дала интересные результаты в отношении продольной устойчивости.

Первый «Шторх», как оказалось, обладал удовлетворительной продольной устойчивостью при малых отклонениях рулевых закрылков-контроллеров [41]. В отношении «Шторха» III/IV Липпиш сообщил [43], что продольные движения были «короткими и резкими». Хотя это и не давало неприятных ощущений, однако было найдено целесообразным увеличение стреловидности в плане для достижения большего демпфирования.

Неоднократно сообщалось, что самолет «Дельта» I обладал удовлетворительной продольной устойчивостью и летные испытания не выявили ярко выраженных продольных колебаний.

Об испытаниях последних конструкций Липпиша сведений не имеется.

Братья Хортен в своих статьях сообщают, что замеченное ими явное продольное колебание планера «Хортен» I, вызванное порывами ветра, не нарушало в конечном итоге устойчивости и позволяло совершать полет со свободной ручкой [44], [45].

Самолет Зольденгоффа обладал хорошей продольной устойчивостью, в случаях появления колебаний, затухание их происходило весьма быстро и без вмешательства летчика. Вмешательство летчика могло повлечь за собой лишь продолжение продольных колебаний.

¹ Не подлежит сомнению, что бипланы Денна, имея значительную стреловидность и закрутку, были сбалансированы на нормальных углах атаки даже при сильно выраженной передней центровке. Это последнее обстоятельство и являлось, без сомнения, причиной большого запаса устойчивости, а, следовательно, и плохой управляемости этих самолетов. Мысль автора о «недостаточной динамической устойчивости» самолетов Денна не на чем не основана и ошибочна (прим. ред.).

БИБЛИОГРАФИЯ

1. Klemm-Bearer. Journ. aeron. soc. I, 1937, стр. 453.
2. S. B. Gates. Aircraft engineering, 1940, стр. 263.
3. A. G. Baumhauer. Journal roy. aer. soc., 1939, стр. 334.
4. Journal roy. aer. soc., 1933, стр. 517.
5. Ergebn. aerodyn. versuchs-anst. Goettingen, т. IV, стр. 96.
6. O. Foerpl, ZFM, 1910, стр. 87.
7. R. V. Mises. ZFM, 1920, стр. 68.
8. E. N. Jacobs - A. Sherman. NACA, Techn. rep. 586, стр. 22.
9. A. Ferry. Yearbook deut. Luftf. Forsch. 1938, suppl. vol. стр. 137.
10. Kaplan. NACA, Techn. rep. 671, стр. 13.
11. H. Glauert. R. & M. 1135.
12. G. Fuhrmann. ZFM, 1910, стр. 161; A. Betz, т. IV, стр. 108, в книге Дюрэнда „Аэродинамика“ (Aerodynamical theory).
13. Ph. V. Doerr. Yearbook deut. Luftf.-Forsch. 1938, стр. 1/226.
14. F. P. Bradfield. R. & M. 1294.
15. E. N. Jacobs - J. Abbot. NACA, Techn. per. 669.
16. Ergebn. aerodynam. versuchsanst. Goettingen, т. IV, стр. 82.
17. Франц. патент № 111,574 от 18/II 1876, L'Aéronaute, т. 10 (1877), стр. 274.
18. J. Geckeler. ZFM, 1922, стр. 137.
19. R. & M. 72 и 110.
20. G. L. Defoe. NACA. Techn. Note № 388.
21. NACA, Techn. rep. 460.
22. Lippisch. ZFM, 1932, стр. 655.
23. Stieger. Journal roy. aer. soc. 1932, стр. 797.
24. Flugsp. 1931, стр. 557.
25. Fuchs-Hopf, Techn. ber., т. I, стр. 20.
26. Glauert-Gates, R. & M. 1226.
27. H. Wurster. Jahrbuch deut. Luftf.-Forsch., 1937, стр. 1/115.
28. S. B. Gates. Aircraft engineering, 1940, стр. 261.
29. V. D. B. M. Jones, т. V, стр. 34 книги Дюрэнда „Аэродинамика“ („Aerodynamical theory“).
30. Weyl. ZFM, 1932, стр. 688.
31. S. B. Gates - D. M. Hirst. R. & M. 1423.
32. H. Glauert. R. & M. 1216.
33. B. M. Jones. Цит. произв., стр. 46.
34. A. Betz. ZFM, 1912, стр. 269; R. Knoller. ZFM, 1913, стр. 13; R. Kaizmayr ZFM, 1922, стр. 80.
35. Ch. H. Zimmermann. NACA, Techn. rep. 521.
36. A. Lippisch. ZFM, 1926, стр. 553.
37. Fauvel. L'Aerophile, апрель 1935, стр. 115.
38. Les Ailes, 9/IV 1936, стр. 11.
39. Ergebn. aerodyn. versuchs-anst. Goettingen, т. II, стр. 54.
40. G. T. R. Hill. Journ. roy. aer. soc. 1926, стр. 532.
41. A. S. Batson - J. E. Serhy. R. & M., 1577, стр. 16.
42. J. Nehring. ZFM, 1928, стр. 12.
43. Lippisch. ZFM, 1928, стр. 35.
44. Lippisch. Flugsp., 1929, стр. 424.
45. Horten. Flugsp., 1934, стр. 93.
46. Flugsp., 1931, стр. 537.

ЧАСТЬ III

БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ¹

Понять всю сложность проблем, связанных с боковой устойчивостью пути бесхвостых самолетов, удалось сравнительно недавно.

После ряда экспериментов с моделями выяснилось, что плоское крыло с небольшим поперечным V обладает боковой устойчивостью, а стреловидное крыло без поперечного V обладает флюгерной устойчивостью. Кроме того, известно, что модели бесхвостых планеров легко совершали продолжительные парящие полеты. Все это приводило к недооценке проблемы боковой устойчивости. Кроме того, первых экспериментаторов вполне удовлетворял полет по прямой с несложными эволюциями.

С тех пор требования к летным качествам непрерывно возрастали. Нагрузки на крыло увеличились, уменьшились нагрузки на лошадиную силу, а более высокие скорости полета сильно повысили требования, предъявляемые к качествам самолета в отношении устойчивости и управляемости. Таким образом, современные экспериментаторы оказались лицом к лицу с довольно сложными проблемами.

В 1937 г. Липпиш откровенно признался, что дальнейшее развитие бесхвостых самолетов задерживается их низкими летными качествами [1] и хотя в 1939 г. в отчете „Германского института парящего полета“ (где в то время работал Липпиш) было подчеркнуто, что самолет „Дельта“ IV в предыдущем году получил официальное „Свидетельство о пригодности к полету“, далее гово-

рилось, что ведутся работы по дальнейшему улучшению летных качеств этого типа и выражалась надежда, что он окажется пригодным для фигурных полетов. Отсюда можно сделать вывод, что свидетельство, выданное экспериментальному двухместному самолету, было ограниченным и исключало фигурные полеты (вероятнее всего из-за плохой управляемости).

Боковая устойчивость определялась [2] как способность продолжать полет по прямой с горизонтальным положением крыльев и возвращаться к этому положению после его потери. Это не подразумевает сохранения заданного направления или курса. Однако, за исключением некоторых специальных целей, желательно, чтобы самолет, будучи предоставлен самому себе и находясь под влиянием незначительных атмосферных возмущений, стремящихся вызвать его отклонение от первоначального направления, приблизительно придерживался установленного курса.

Поперечная устойчивость и устойчивость пути связаны между собой, но не дополняют друг друга. Чем больше собственная поперечная устойчивость, тем больше отклонение от первоначального направления под влиянием возмущающей силы.

Общие вопросы статической устойчивости

Так же, как при изучении продольной устойчивости, статическая устойчивость и динамическая устойчивость требуют самостоятельного рассмотрения.

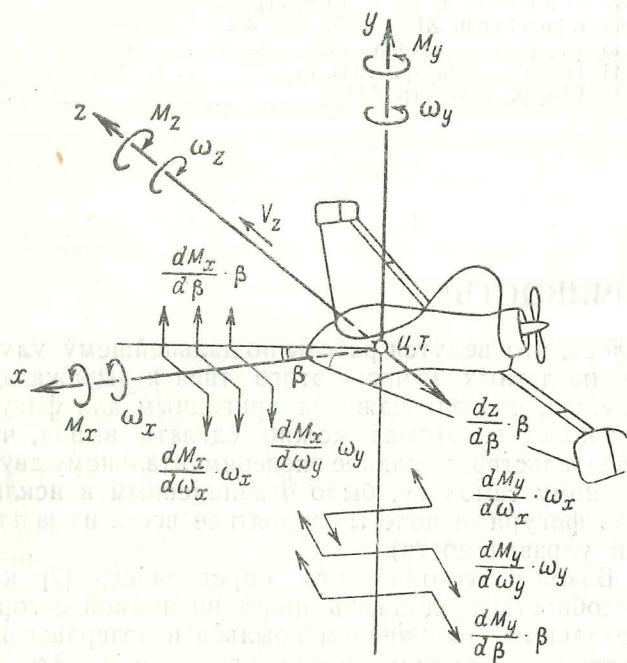
¹ A. R. Weyl. „Aircraft Engineering“, 1945, Apr., v. 17, № 194, p. 103

В связи с этим при решении проблемы боковой устойчивости целесообразно рассматривать отдельно путевую и поперечную статические устойчивости. В этом случае, так же как и при рассмотрении продольной устойчивости, неясно, какой же должна быть степень статической устойчивости. Кроме того, неясен вопрос о том, насколько отступление от стандартных требований, узаконенных для обычной конструкции типа Пено.

Поперечная статическая устойчивость выражается следующим образом (фиг. 1):

$$\frac{\partial M_x}{\partial \beta} < 0,$$

где M_x — момент относительно продольной оси, β — угол бокового скольжения (между плоскостью симметрии самолета и направлением движения).



Фиг. 1. Основные производные устойчивости в стандартной системе осей. Стрелками показаны обычные направления действия производных

Общий момент относительно продольной оси обычно может быть разложен в ряд, представляющий собой сумму производных, умноженных на соответствующую скорость и ускорение:

$$M_x = \frac{\partial M_x}{\partial v_z} v_z + \frac{\partial M_x}{\partial \omega_x} \omega_x + \frac{\partial M_x}{\partial \omega_y} \omega_y + \dots,$$

или, пользуясь обычными обозначениями, принятыми для выражения производных устойчивости:

$$M_x = M_x^{v_z} v_z + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + \dots$$

Влияние угловых ускорений обычно не принимается во внимание; однако для бесхвостых самолетов необходимо еще проверить, совпадает ли с результатами летных испытаний это упрощение, т. е. простое суммирование данных.

Аналогичным образом статическая устойчивость относительно вертикальной оси характеризуется стремлением самолета вращаться в направлении набегающего потока:

$$\frac{\partial M_y}{\partial \beta} < 0,$$

где M_y — момент относительно вертикальной оси. Аналогично предыдущему имеем:

$$M_y = \frac{\partial M_y}{\partial v_z} v_z + \frac{\partial M_y}{\partial \omega_x} \omega_x + \frac{\partial M_y}{\partial \omega_y} \omega_y + \dots,$$

или

$$M_y = M_y^{v_z} v_z + M_y^{\omega_x} \omega_x + M_y^{\omega_y} \omega_y + \dots$$

И в этом случае необходимо установить путем дальнейших исследований, до какого предела применимы упрощающие предположения.

Следующим условием боковой устойчивости, требующим рассмотрения, является способность совершать полет по кругу при фиксированном положении рычагов управления. При этом возникает демпфирование под влиянием угловой скорости рыскания; его действие необходимо для уравнивания действия статической устойчивости относительно вертикальной оси.

Изучая полет по кругу, необходимо обратить внимание на изменения продольной устойчивости и балансировки, которые будут возникать в полете, когда рычаги управления находятся в действии. Поскольку у многих бесхвостых самолетов элероны или рули направления, или то и другое вместе, оказывают существенное влияние на продольную устойчивость, необходимо учитывать и эти дополнительные эффекты.

Не подлежит сомнению, что некоторые бесхвостые самолеты плохо разворачивались в воздухе только из-за этого влияния.

Схема бесхвостого самолета значительно выигрывает, если удастся устранить эти второстепенные эффекты наряду с соблюдением нормального влияния продольной устойчивости на полет с разворотом.

При углах атаки меньше критических, поперечная статическая устойчивость и поперечное демпфирование у летающего крыла почти не отличаются от таковых у самолета обычной конструкции. Оба качества обычно легко достигаются.

Демпфирование при крене

Демпфирование при крене характеризуется производной момента крена, создаваемого креном

$$M_x^{\omega_x} = \frac{\partial M_x}{\partial \omega_x}. \text{ Оно зависит главным образом от суммы коэффициента лобового сопротивления и наклона кривой коэффициента подъемной силы по углу атаки } \frac{dc_y}{d\alpha}.$$

Эта характеристика не подвергается значительным изменениям в зависимости от положения самолета. $M_x^{\omega_x}$ зависит от стреловидности

в плане и возрастает в соответствии с удлинением крыла. Крыло планера с удлинением 15 имеет коэффициент демпфирования крена $m_{\dot{x}}^{\omega}$ примерно на 30% больше, чем крыло с удлинением 6. Конусность уменьшает демпфирование крена, более того, она вызывает возникновение нулевого демпфирования на докритических углах атаки [3; 4]. В диапазоне летных углов атаки закрутка крыла и поперечное V практически не оказывают влияния на степень демпфирования крена. $M_{\dot{x}}^{\omega}$ в большой степени зависит от характера распределения подъемной силы по размаху. Ее величина в условиях летных углов атаки значительно уменьшается, когда эта схема распределения подъемной силы имеет форму параболы или треугольника. Вследствие этого схема „стрелы“ может дать результаты на 30% худшие, чем схема „летающей доски“, тогда как схема с обратной стреловидностью может дать лучшие на 30% показатели, если не учитывать прочих особенностей этой схемы. Во всяком случае крылья имеют решающее значение для демпфирования крена, хотя кили, расположенные не в центре, и концы крыльев диффузорного типа будут также ему способствовать.

Поскольку $M_{\dot{x}}^{\omega}$ на летных углах атаки всегда имеет большую стабилизирующую величину, он может считаться доминирующим фактором в асимметричном движении.

Устойчивость крена

Характеристикой для статической устойчивости крена служит характер изменения поперечного момента, вызываемого скольжением:

$$M_x^{\beta} = \frac{\partial M_x}{\partial v_z} = \frac{\partial M_x}{\partial \beta}.$$

Наконец, оказывает влияние преждевременный отрыв пограничного слоя у конца крыла при боковом скольжении, что вызвано поперечной составляющей воздушного потока, идущей вдоль верхней поверхности крыла. Это последнее влияние прямого крыла на M_x^{β} достигает наибольшего значения или при больших углах бокового скольжения, или у крыльев со стреловидностью в плане. В случае схемы с обратной стреловидностью оно будет или практически незначительным или даже положительным, т. е. оказывающим вредное влияние на устойчивость.

Значение поперечного V для M_x^{β} — положительно. M_x^{β} почти пропорционально поперечному V. На M_x^{β} также влияет форма распределения подъемной силы по крылу. Эта производная оказывается меньшей при схеме „стрелы“, чем при схеме „летающей доски“, и больше при схеме „обратной стрелы“, хотя можно полагать, что возможные расхождения будут порядка 20%.

Производную M_x^{β} лучше находить экспериментальным путем, однако для крыла ее можно подсчитать и теоретически. Точность подсчета по теории элементарных участков составляет 70% экспериментальных данных [6].

Такая же точность теоретических расчетов будет, видимо, и при оценке влияния стреловидности в плане, о котором упоминалось ранее.

Для заданной степени устойчивости крыла крыло со стреловидностью в плане требует меньшего поперечного V, чем система „летающей доски“ или „обратной стрелы“. Более того, крыло со стреловидностью в плане при срыве лучше сохраняет устойчивость, чем плоское крыло с таким же поперечным V.

Производная M_x^{β} является одной из немногих характеристик поперечной устойчивости, которую конструктор свободно может изменять, не меняя

ОПЕЧАТКИ

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
57	34 сверху слева	$\frac{\partial M_x}{\partial v_z}$	$\frac{\partial M_x}{\partial \bar{v}_z}$	Редактора
57	9 снизу справа	$M_{y\dot{z}}^{\omega} = \frac{\partial M_y}{\partial v_z}$	$M_y^{\beta} = \frac{\partial M_y}{\partial \bar{v}_z}$	"

перечного V [14]. На прямом крыле поперечная сила возникает вследствие разницы эффективных углов атаки у концов крыла, вызываемой изменениями скоса потока при боковом скольжении. Коничность уменьшает это влияние.

Другим положительным влиянием прямого крыла является действие скоса потока на концах обоих крыльев. В случае хорошо скругленных концов крыльев это влияние незначительно, но оно может сильно возрасти в случае необычных форм концов крыльев, и им нельзя пренебрегать при наличии концов диффузорного типа.

$$M_{y\dot{z}}^{\omega} = \frac{\partial M_y}{\partial v_z} = \frac{\partial M_y}{\partial \beta}.$$

В этом случае влияние крыла обычно незначительно, однако для бесхвостого самолета этим влиянием нельзя пренебрегать. В основном оно зависит от поперечного V и стреловидности в плане, причем концы крыльев диффузорного типа также могут иметь положительное значение. Влияние поперечного V в сущности основано на распределении индуктивного лобового сопротивле-

но, нахо-
ия масс по
идентия к
льно про-

крыла

еризуется
му сколь-
устойчи-

в плане и возрастает в соответствии с удлинением крыла. Крыло планера с удлинением 15 имеет коэффициент демпфирования крена m_x^{ω} примерно на 30% больше, чем крыло с удлинением 6. Коэффициент уменьшает демпфирование крена, более того, она вызывает возникновение нулевого демпфирования на докритических углах атаки [3; 4]. В диапазоне летных углов атаки закрутка крыла и поперечное V практически не оказывают влияния на степень демпфирования крена. M_x^{ω} в большой степени зависит от характера распределения подъемной силы по размаху. Ее величина в условиях летных углов атаки значительно уменьшается, когда эта схема распределения подъемной силы имеет форму параболы или треугольника. Вследствие этого схема „стрелы“ может дать результаты на 30% худшие, чем схема „летающей доски“, тогда как схема с обратной стреловидностью может дать лучшие на 30% показатели, если не учитывать прочих особенностей этой схемы. Во всяком случае крылья имеют решающее значение для демпфирования крена, хотя кили, расположенные не в центре, и концы крыльев диффузорного типа будут также ему способствовать.

Поскольку M_x^{ω} на летных углах атаки всегда имеет большую стабилизирующую величину, он может считаться доминирующим фактором в асимметричном движении.

Устойчивость крена

Характеристикой для статической устойчивости крена служит характер изменения поперечного момента, вызываемого скольжением:

$$M_x^{\beta} = \frac{\partial M_x}{\partial v_z} = \frac{\partial M_x}{\partial \beta}.$$

Эта производная также в основном зависит от крыла, хотя киль, расположенный выше или ниже центра тяжести, и концы крыльев диффузорного типа могут способствовать ее увеличению. Вертикальные кили и другие выступы (например, фюзеляж), находящиеся выше центра тяжести, оказывают благоприятное влияние и сохраняют его также и при углах атаки, значительно больших критического. Самолет „Шторх“ 1929 г. имел такие кили и рули поворота. Крыло оказывает положительное влияние на M_x^{β} посредством поперечной силы, действующей на прямое крыло без поперечного V, а также посредством угла поперечного V [14]. На прямом крыле поперечная сила возникает вследствие разницы эффективных углов атаки у концов крыла, вызываемой изменениями схода потока при боковом скольжении. Коничность уменьшает это влияние.

Другим положительным влиянием прямого крыла является действие схода потока на концах обоих крыльев. В случае хорошо скругленных концов крыльев это влияние незначительно, но оно может сильно возрасти в случае необычных форм концов крыльев, и им нельзя пренебрегать при наличии концов диффузорного типа.

Наконец, оказывает влияние преждевременный отрыв пограничного слоя у конца крыла при боковом скольжении, что вызвано поперечной составляющей воздушного потока, идущей вдоль верхней поверхности крыла. Это последнее влияние прямого крыла на M_x^{β} достигает наибольшего значения или при больших углах бокового скольжения, или у крыльев со стреловидностью в плане. В случае схемы с обратной стреловидностью оно будет или практически незначительным или даже положительным, т. е. оказывающим вредное влияние на устойчивость.

Значение поперечного V для M_x^{β} — положительно. M_x^{β} почти пропорционально поперечному V. На M_x^{β} также влияет форма распределения подъемной силы по крылу. Эта производная оказывается меньшей при схеме „стрелы“, чем при схеме „летающей доски“, и больше при схеме „обратной стрелы“, хотя можно полагать, что возможные расхождения будут порядка 20%.

Производную M_x^{β} лучше находить экспериментальным путем, однако для крыла ее можно подсчитать и теоретически. Точность подсчета по теории элементарных участков составляет 70% экспериментальных данных [6].

Такая же точность теоретических расчетов будет, видимо, и при оценке влияния стреловидности в плане, о котором упоминалось ранее.

Для заданной степени устойчивости крыла крыло со стреловидностью в плане требует меньшего поперечного V, чем система „летающей доски“ или „обратной стрелы“. Более того, крыло со стреловидностью в плане при срыве лучше сохраняет устойчивость, чем плоское крыло с таким же поперечным V.

Производная M_x^{β} является одной из немногих характеристик поперечной устойчивости, которую конструктор свободно может изменять, не меняя принципиальной схемы самолета.

Свойства самолета при крене, конечно, находят также под влиянием распределения масс по размаху. У летающего крыла будет тенденция к увеличению момента инерции относительно продольной оси.

Устойчивость пути изолированного крыла

Статическая устойчивость пути характеризуется производной путевого момента по боковому скольжению, иногда ее называют „флюгерной устойчивостью“:

$$M_{y_z}^{\beta} = \frac{\partial M_y}{\partial v_z} = \frac{\partial M_y}{\partial \beta}.$$

В этом случае влияние крыла обычно незначительно, однако для бесхвостого самолета этим влиянием нельзя пренебрегать. В основном оно зависит от поперечного V и стреловидности в плане, причем концы крыльев диффузорного типа также могут иметь положительное значение. Влияние поперечного V в сущности основано на распределении индуктивного лобового сопротивле-

ния по размаху и на наклоне кривой коэффициента лобового сопротивления в зависимости от угла атаки $\frac{dc_x}{d\alpha}$; оно увеличивается прямо пропорционально углу поперечного V.

При рассмотрении формулы Диля [7], выражающей влияние поперечного V на устойчивость пути, убеждаемся, что результаты экспериментов противоречат результатам теоретических расчетов как качественно, так и в отношении знака [6]. Однако значительно лучшее совпадение результатов расчета и эксперимента (при расхождении в 20—30%) получается при рассмотрении влияния стреловидности в плане на устойчивость пути изолированного крыла. С одной стороны, это влияние создается индуктивным сопротивлением и возрастает как квадрат коэффициента подъемной силы и обратно пропорционально удлинению. С другой стороны, это влияние прямо пропорционально профильному сопротивлению. В результате — стреловидность в плане всегда увеличивает статическую устойчивость при рыскании [8].

Демпфирование при рыскании

Устойчивость рыскания M_y^{ω} в процессе своего действия стремится к тому, чтобы отклонить крыло в направлении бокового скольжения. Демпфирование при рыскании (или производная момента, вызываемого рысканием, относительно вертикальной оси) $M_{y,\dot{y}}^{\omega} = \frac{\partial M_y^{\omega}}{\partial \dot{y}}$ стремится противодействовать этой тенденции и сохранить первоначальное направление полета.

У самолетов обычной конструкции $M_{y,\dot{y}}^{\omega}$ мало зависит от крыльев и создается главным образом фюзеляжем, килем и рулем поворота. $M_{y,\dot{y}}^{\omega}$ меняется пропорционально квадрату плеча, на котором действует поверхность киля относительно центра тяжести.

Крыло бесхвостого самолета создает незначительное демпфирование.

Для того, чтобы в этом случае обеспечить тот же порядок величины $M_{y,\dot{y}}^{\omega}$ (как у самолета обычной схемы), необходимо наличие дополнительной площади киля. В соответствии с этим у бесхвостого самолета демпфирование при рыскании должно быть небольшим.

Влияние крыла на $M_{y,\dot{y}}^{\omega}$ зависит от лобового сопротивления и от его распределения по размаху. Чем сильнее лобовое сопротивление сосредоточено вблизи концов крыла, тем значительнее будет равнодействующий момент, оказывающий сопротивление моменту, относительно вертикальной оси. Этим объясняется устойчивый полет крыла с законцовками, образованными по конической поверхности. Такое крыло подвергается меньшему влиянию бокового скольжения, поскольку $M_{y,\dot{y}}^{\omega}$ возрастает быстрее при перераспределении лобового сопротивления по размаху из-за скольжения, чем устойчивость пути M_y^{ω} . Повидимому, крыло с об-

ратной стреловидностью будет иметь преимущества в отношении демпфирования при рыскании.

Стреловидность в плане [9], поперечное V, закрутка и конусность крыла, повидимому, оказываются неблагоприятными для демпфирования рыскания и требуют более эффективных приспособлений для сохранения устойчивости пути под влиянием небольших возмущений. В общем для бесхвостых самолетов недостаточные величины $M_{y,\dot{y}}^{\omega}$ оказываются вредными. Более того, при больших углах атаки демпфирование рыскания может совершенно исчезнуть под влиянием отрицательных тангенциальных сил. Это существенный недостаток в сравнении с самолетом обычной конструкции.

Флюгерная устойчивость — устойчивость пути

Для бесхвостого самолета представляет известные трудности обеспечение флюгерной устойчивости без значительного увеличения вредного сопротивления и веса, не говоря уже о неудобствах конструктивного порядка. В частности, схема летающего крыла не дает возможности обеспечить при всех углах бокового скольжения сколько-нибудь значительное плечо аэродинамической поперечной силы, действующей на крыло, оперение и прочие детали.

Не считая этого основного недостатка, опять приходится сталкиваться с вредным влиянием перемещения фокуса у хорошо обтекаемых тел на малых углах скольжения, что еще больше усложняет дело. Качества обтекаемости и устойчивости трудно согласовать и, особенно, на бесхвостых самолетах [10].

Фюзеляж или гондолы с малым лобовым сопротивлением создают момент поперечной силы, не связанный пропорциональной зависимостью с углом скольжения. Кривая момента рыскания в зависимости от угла скольжения приближается в этом случае к параболе третьего порядка. Эту зависимость можно объяснить следующим образом: можно представить себе тело с малым лобовым сопротивлением в виде крыла, обладающего очень малым удлинением. Вследствие взаимодействия концевых вихрей, создающих ярко выраженный трехмерный поток у такого крыла, коэффициент подъемной силы увеличивается, фактически, как квадрат синуса угла атаки при сравнительно небольших эффективных углах атаки, т. е. здесь он следует основному закону Ньютона. С другой стороны, из-за явлений [11], происходящих внутри пограничного слоя и, следовательно, связанных с трением воздуха, аэродинамический центр перемещается вперед от того положения, которое он занимает при больших, но докритических углах атаки.

В связи со всем этим моменты поперечной силы, создающиеся при боковом скольжении, в пределах небольших отклонений от направления движения, оказываются большими и неустойчивыми. Таким образом, на малых углах скольжения необходимы большие восстанавливающие моменты.

Для создания этих моментов необходимы килевые поверхности, по размерам большие тех, которые нужны для обеспечения статической устойчивости при средних и больших углах скольжения. За пределами малых углов эта дополнительная площадь кили и, следовательно, устойчивость пути оказываются чрезмерными. Это неудовлетворительное положение еще усиливается тем обстоятельством, что при малых углах скольжения стабилизирующие моменты относительно вертикальной оси, создаваемые вертикальными киллями, также малы, особенно в случае килей типа шайб на концах крыла [1]. Однако обычно из практических соображений находится некоторое компромиссное решение, допускающее незначительную неустойчивость при малых углах скольжения. В связи с этим большинство бесхвостых самолетов в нормальном полете обладает незначительной неустойчивостью пути при слабых возмущениях.

Поскольку многие самолеты обычной конструкции, особенно коммерческого типа, обладают аналогичными тенденциями к неустойчивости, с этим недостатком бесхвосток можно было бы мириться. Однако бесхвостые самолеты, кроме того, обладают недостаточным демпфированием рыскания во время разворотов.

Динамическая боковая устойчивость

Динамическая боковая устойчивость относится к асимметричному движению при боковом скольжении, крене и рыскании. Движение представляется биквадратным уравнением, которое в этом виде аналогично уравнению для продольного движения. Однако асимметричное движение не поддается такому выражению, представляя собой два различных колебания. Тем не менее приближенное решение, относящееся к апериодическому движению при крене, выражается в форме квадратного уравнения, которое легко может быть решено. Приближение обуславливает отрицательное демпфирование крена $M_{\dot{x}}^{\omega}$, т. е. считается, что движение крена затихло. Это всегда имеет место на докритических углах атаки, а так как бесхвостый самолет в этом отношении не является исключением, это приближение оказывается допустимым для всех бесхвостых самолетов независимо от их типа.

Другим условием, к которому приводит асимметричное движение, является условие спиральной устойчивости¹:

$$\bar{m}_x^{\beta} \bar{m}_y^{\omega} - \bar{m}_{xy}^{\omega} \bar{m}_y^{\beta} > 0$$

(принимаясь здесь обозначения показывают, что аэродинамические производные M_x^{β} ; M_{xy}^{ω} ; M_y^{β} и M_y^{ω} приведены к безразмерному виду). Это условие зависит главным образом от площади кили (или ее эквивалента), стреловидности в плане и поперечного V. Поскольку площадь кили тесно связана с устойчивостью рыскания, бесхвостый самолет на средних углах атаки вряд ли будет

иметь недостатки в отношении спиральной неустойчивости, т. е. M_y^{β} должно быть у него меньше, чем у самолета обычной конструкции, M_x^{β} больше, а M_{xy}^{ω} меньше.

Однако отсутствие пропорциональности между устойчивостью пути и демпфированием рыскания, оказывает сильное влияние на асимметричное движение бесхвостого самолета в полете по прямой и по кругу. В то время как хорошие самолеты нормальной конструкции обычно обладают небольшой устойчивостью пути, одинаковой примерно на всем практическом диапазоне летных углов атаки, величина M_y^{β} современных бесхвостых самолетов будет подвергаться сильным изменениям, в зависимости от углов атаки, при которых совершается полет. У обычного самолета, обладающего статической устойчивостью при рыскании, возмущение вызовет возникновение путевых колебаний, которые также хорошо демпфируются, как и крен, вызванный тем же возмущением. Колебание становится неустойчивым только в том случае, когда M_y^{β} имеет определенную положительную величину. У бесхвостого самолета, совершающего полет с большой скоростью, или пикирующего, можно предполагать, что колебания будут затухать не так быстро, или даже будут иметь тенденцию к своего рода спиральному пикированию (быстрый штопор).

Подобные "загадочные" явления наблюдались в полете.

При больших углах атаки (при взлете) относительно чрезмерная величина M_y^{β} может вызвать тенденцию к крутому виражу в полете с разворотами или при разворотах с уменьшающимся радиусом кривизны, т. е. неспособность совершать плавные развороты при фиксированном положении рулей направления. У современного самолета обычной конструкции часто оказывается трудно обеспечить спиральную устойчивость при взлете. Что касается летающего крыла, имеющего в основном аналогичные характеристики в отношении скорости, это затруднение может быть выражено еще резче из-за малого демпфирования рыскания.

Момент рыскания, вызываемый креном

Другой фактор, оказывающий неблагоприятное влияние на решение проблемы боковой устойчивости бесхвостого самолета, возникает в связи с использованием обычных элеронов в качестве органов управления. Все обычные элероны находятся под неблагоприятным влиянием обратных моментов рыскания, т. е. моментов, направленных к противодействию развороту, для которого предназначалось отклонение элерона. В связи с этим в начале разворота при полете с большой скоростью, или при более или менее плавном пикировании, обратные моменты рыскания элеронов, усиленные первоначально малой или отрицательной величиной M_y^{β} и поддержанные небольшой величиной демпфирования $M_{\dot{y}}^{\omega}$, сделают вход в разворот медленным и даже начинающимся с движения относительно вертикальной оси, противополо-

¹ Именуемый Маттиасом "статической поперечной устойчивостью" ([19], стр. 199).

ложного отклонения элеронов, предназначенному для намеченного разворота.

Эти обратные моменты рыскания вызываются лобовым сопротивлением элеронов. Их влияние оказывается наибольшим при сравнительно небольших отклонениях элеронов и достигает максимума при полете с разворотом вследствие большей скорости у внешнего конца крыла. Дифференциация элеронов дает улучшение, но полное устранение этого недостатка связано с практическими затруднениями. Следует иметь в виду, что слишком сильная дифференциация может повести к штопору.

По этим причинам производная момента рыскания, вызываемого креном $M_{\omega x}^{\omega}$, заслуживает специального внимания в конструкциях типа летающее крыло. Эта часть общего момента рыскания создается элементарными силами как подъемными, так и силами лобового сопротивления, распределенными по размаху. Обычно в случае прямого крыла влияние $M_{\omega x}^{\omega}$ обратно; оно направлено к продвижению опускающегося крыла, т. е. к тому, чтобы заставить самолет скользить при развороте наружу. $M_{\omega x}^{\omega}$ находится под влиянием закрутки крыла; обычно эта величина увеличивается линейно с коэффициентом подъемной силы, но не обязательно должна быть равна нулю при нулевой подъемной силе в случае бесхвостых конструкций самолетов типа „стрелы“ или „Дельты“.

Поскольку влияние $M_{\omega x}^{\omega}$ возрастает в соответствии с углом атаки, оно будет иметь положительное значение при полете по кругу с малым радиусом, даже если элероны не применяются. Конечно, оно не оказывает большого влияния на $M_{\omega y}^{\omega}$. Резко выраженная закрутка и большое удлинение значительно улучшают его [4]. Значение $M_{\omega x}^{\omega}$ уменьшается для заданного положения самолета, если применяется положительная закрутка. Вследствие этого система крыла со стрелой вперед в этом отношении оказывается неудачной.

В случае бесхвостого самолета $M_{\omega x}^{\omega}$ обеспечивается полностью крылом, и лобовое сопротивление элерона уменьшает ее величину.

Требования к боковой устойчивости

До сих пор не решен вопрос о том, до какой степени боковая устойчивость является необходимой и желательной.

В применении к самолетам, снабженным автопилотами, „Требования к проектированию самолетов королевских ВВС“ (А. Р. № 970) обуславливают (гл. IV, § 12), чтобы момент крена, вызываемый боковым скольжением M_x^{β} , был бы настолько незначительным, чтобы допускалась ночная посадка. В то же время самолет должен обладать достаточной устойчивостью пути. Кроме того, установлено, что уменьшение M_x^{β} потребует более узких ограничений для производной M_y^{β} с фиксированным рулем направления.

Величина M_y^{β} должна быть отрицательной и малой по величине. В случае автоматического управления это требование относится лишь к фиксированному рулю направления. В случае пилотного

управления это условие относится также к рулю поворота, удерживаемому в положении, соответствующем балансировке с помощью регулируемого приспособления.

M_x^{β} — статическая устойчивость крена, — как уже упоминалось, обеспечивается комбинацией различных конструктивных характеристик крыла, среди которых основное значение имеют стреловидность в плане и поперечное V . Отношение M_x^{β} к статической устойчивости при рыскании M_y^{β} имеет большое значение для устойчивого полета с разворотами.

Ф. Барнуэлл [12] сформулировал простое выражение боковой устойчивости, указав желательную величину для частной производной равнодействующего момента крена по равнодействующему моменту рыскания, т. е. установив определенное соотношение между статической устойчивостью крена и статической устойчивостью рыскания¹.

Теоретически [15] устойчивый полет по кругу возможен, когда соблюдается соотношение

$$\frac{M_{\omega y}^{\omega}}{M_y^{\beta}} = \frac{M_{\omega x}^{\omega}}{M_x^{\beta}}$$

Это приводит к критерию, установленному Ф. Венком, конструктором бесхвостых планеров „Вельтензеглер“ [14]:

$$\frac{M_x^{\beta}}{M_y^{\beta}} = \frac{M_{\omega x}^{\omega}}{M_{\omega y}^{\omega}}$$

Это условие, повидимому, делается все более и более распространенным среди конструкторов современных самолетов обычного типа. Для устойчивого полета при вираже требуется небольшая степень устойчивости пути. От бесхвостого самолета труднее добиться таких же характеристик устойчивости пути, как для современных самолетов обычной конструкции. Задача еще более усложняется в случае тянущих винтов.

Что касается ощущения удобства в полете, то решающим в этом отношении считается уменьшение производной поперечного момента, вызываемого рысканием:

$$M_{\omega y}^{\omega} = \frac{\partial M_x}{\partial \omega_y}$$

Эта производная возрастает с увеличением угла атаки и в большой степени зависит от изменения подъемной силы у концов крыльев во время рыскания. Отрицательная геометрическая закрутка оказывается положительной в этом отношении и распределение подъемной силы по раз-

¹ Выражение Барнуэлла фактически удерживает динамическую боковую устойчивость в безопасных границах. По Маттиасу [19] в качестве ограничения динамической устойчивости соотношение должно быть следующим:

$$\frac{\bar{m}_y^{\beta}}{\bar{m}_x^{\beta}} > \frac{\bar{m}_y^{\omega x}}{\bar{m}_x^{\omega x} + k \frac{\bar{m}_x^{\omega y}}{\bar{m}_y^{\omega y}}}$$

где k — постоянная, зависящая от скорости. Несоблюдение этого неравенства ведет к появлению боковых колебаний.

маху, характерное для схемы „стрелы“, может способствовать уменьшению этой производной.

Система, состоящая из одного крыла, способствует этому и, повидимому, вполне возможно, используя аэродинамический эффект концов крыльев, сделать величину M_x^{ω} для летающего крыла отрицательной, по крайней мере, на малых и средних углах атаки, т. е. на максимальной и крейсерской скоростях.

Летные испытания бесхвостых самолетов с очень большими углами эффективной стреловидности в плане свидетельствуют о больших и неблагоприятных величинах этой производной при полете по кругу.

Оценка различных типов самолетов с точки зрения боковой устойчивости

Приведенная характеристика боковой устойчивости приводит к заключению, что из всех типов бесхвостых самолетов полноценное летающее крыло (т. е. бесхвостый самолет без каких-либо значительных выступов) оказывается, повидимому, наиболее удачным решением проблемы устойчивости и что средняя степень эффективной стреловидности в плане обычно оказывает благоприятное влияние.

Итак, есть основания надеяться, что по мере увеличения размеров бесхвостых самолетов будет легче достигать удовлетворительных характеристик устойчивости. Бесхвостые самолеты небольших размеров будут попрежнему обладать некоторыми недостатками в отношении летных свойств, пока не будут изобретены высококачественные приспособления, создающие аэродинамическую устойчивость.

Можно предположить, что одним из основных затруднений на пути к созданию совершенных бесхвостых самолетов явится невозможность достижения удовлетворительного компромисса без таких усложнений, как длинный вал винта, лежащее положение летчика и т. д. При схеме с тянущим винтом ухудшаются летные данные самолета и не обеспечивается достаточный обзор для летчика. Развитие бесхвостого самолета показывает, что вряд ли имеет смысл пользоваться этим решением, поскольку фактически теряются все преимущества перед самолетом обычного типа (за исключением военного).

В случае приближения к скоростям, при которых необходимо учитывать эффекты сжимаемости, стреловидность в плане имеет определенные преимущества [16]. Есть основания предполагать, что эти преимущества не ограничиваются одними летными качествами, но что они имеют положительное значение также и для характеристик устойчивости. В общем, устойчивость бесхвостого самолета, вероятно, будет меньше подвержена влиянию сжимаемости, так как его поверхности управления не находятся в потоке за крылом.

Нельзя особенно много сказать в пользу системы крыла со стрелой впереди. Однако она еще недостаточно изучена, и дальнейшие исследования могут указать пути и средства к использованию

самолетов этого типа для специальных практических целей. Значительно более перспективной является система крыла с законцовками, образованными конической поверхностью, а также крыло с законцовками диффузорного типа. Эти крылья заслуживают более подробного изучения вследствие их хорошей боковой устойчивости.

Поперечное V крыла

Для боковой устойчивости самолетов обычного типа поперечное V оказывает весьма положительное влияние. Для бесхвостых самолетов это не совсем так.

Для самолетов типа „стрелы“ и „Дельта“ применение поперечного V неоднократно оказывало неудовлетворительное действие. Все подобные бесхвостые самолеты и многие другие варианты, проектировавшиеся с поперечным V крыльев, в процессе летных испытаний были подвергнуты модификациям. Оказывается, что поперечное V ухудшает поперечное управление и нарушает полет, создавая колебания крена. Также было констатировано, что оно ухудшает маневренность при полете с разворотом. Поскольку стреловидность в плане увеличивает влияние крыльев на M_x^{β} , это вполне понятно. Однако известен моноплан с хвостом Пено, обладающий ярко выраженным поперечным V в комбинации с резкой стреловидностью в плане, без закрутки и высоким расположением центра тяжести, который отличается исключительно хорошей маневренностью, хотя при этом и имеют место незначительные поперечные колебания.

Одноместный истребитель, сконструированный по тому же принципу, также обладал исключительной маневренностью, но наряду с этим и плохими качествами в отношении штопора.

С другой стороны, можно предполагать, что система крыла со стрелой вперед потребует наличия поперечного V для создания соответствующих величин M_x^{β} , вызываемых крылом [17].

Поперечное V и стреловидность в плане в аэродинамическом отношении аналогичны, поскольку оба создают момент крена при боковом скольжении. Но само влияние их различно. При наличии поперечного V влияние его на момент крена фактически одинаково при любых углах атаки, вплоть до критического [18], тогда как при стреловидности в плане зависимость M_x^{β} прямо пропорциональна подъемной силе, следовательно, возрастает при увеличении угла атаки.

Разумеется, желательно иметь большую устойчивость при крене во время взлета, или во время полета на углах атаки, близких к критическому. Следовательно, стреловидность в плане оказывается более предпочтительной. Кроме того, в случае поперечного V возникает поперечная сила, противодействующая боковому скольжению. Это воздействует на устойчивость рыскания M_y^{β} в направлении, которое обычно является неблагоприятным для бесхвостых самолетов с эффективной стреловидностью в плане.

На основании вышеизложенного легко понять, что выбор приспособлений, с помощью которых конструктор может оказывать влияние на производную устойчивости M_x^3 , чрезвычайно ограничен, если иметь в виду обычные конструкции бесхвостых самолетов. В общем изменение стреловидности в плане не только более эффективно, в смысле летных данных, но и не так ухудшает характеристики боковой устойчивости. Маттиас указывает [19], что влияние стреловидности в плане порядка 2° — 3° на M_x^3 примерно соответствует влиянию поперечного V порядка одного градуса, в случае обычного профиля крыла. Однако эквивалентность в большой степени зависит от формы профиля, особенно от его кривизны.

Приспособления для создания поперечной устойчивости

Широко распространен способ применения вертикальных поверхностей (килей) для создания устойчивости и демпфирования при рыскании.

Однако необходимо напомнить, что в прошлом имелся целый ряд вполне удачных бесхвостых самолетов и планеров, которые с успехом летали и без этих килей, так что их необходимость еще нужно доказать.

А. Бауманн [20] в 1921 г. с помощью графического метода доказал, что устойчивость пути может быть обеспечена для изолированного крыла без каких бы то ни было вертикальных поверхностей или эквивалентных им выступов.

Установлено, что статическая устойчивость и демпфирование рыскания могут быть обеспечены с помощью приспособлений, входящих в конструкцию крыла без выступов.

Дальнейшие аэродинамические исследования должны глубже коснуться этого вопроса, поскольку это будет сильно способствовать развитию конструкции типа „летающее крыло“.

Моноплан Денна, построенный в 1911 г., был, вероятно, первым бесхвостым самолетом, не имевшим вертикальных стабилизирующих поверхностей.

Удовлетворительная устойчивость пути и управляемость при отсутствии каких-либо вертикальных поверхностей были достигнуты планерами „Вельтензеглер“ и „Шарлотта“ еще в 1924 г. Относительно испытаний планера „Шарлотта“ сообщалось, что после удаления большого кия управляемость пути значительно улучшилась.

Возможно, что устойчивость рыскания M_y^3 была слишком велика по отношению к другим характеристикам устойчивости. Бесхвостые планеры и самолеты, конструкции бр. Хортен, также не имели вертикальных поверхностей. Их первые конструкции показали отсутствие демпфирования при крене, но последующие типы, повидимому, обладали удовлетворительными качествами. На планерах бр. Хортен кили не устанавливались даже с целью эксперимента. У самолета Нортропа и более поздних экспериментальных машин конструкции Липпиша вертикальные кили были заменены отогну-

тыми книзу концами крыльев, в той или иной степени напоминающими тип Денна. Однако новейшая конструкция Липпиша — истребитель Ме-163 имеет большой киль, что, возможно, объясняется тем, что влияние сжимаемости и реактивный двигатель сделали нецелесообразным применение приспособлений, предпочитавшихся ранее.

Ш. Фовель [21], говоря об экспериментах бр. Хортен, указал, что стреловидность в плане при отсутствии кия является причиной тех пилотажных недостатков, о которых упоминают бр. Хортен, описывая выполнение виражей на своем первом планере.

Хотя самолет AV-10 конструкции Фовеля не показывал недостатков в отношении M_y^3 , однако он нуждался в достаточно мощном киле, так как демпфирование рыскания $M_y^{\omega y}$ оказалось недостаточным [22]. При испытании этого самолета оказалось, что устойчивость крена и рыскания такая же, как у самолетов обычной конструкции. Не было никаких указаний на спиральную неустойчивость или на тенденцию к легкому сваливанию в штопор.

Вертикальные килевые поверхности

До сего времени вертикальные килевые поверхности остаются наиболее распространенным средством достижения устойчивости и демпфирования крена.

У самолетов обычной конструкции вертикальное оперение включает в себя киль и руль поворота. Бесхвостые самолеты и планеры, особенно самолеты с тянущими винтами, часто снабжаются таким же вертикальным оперением, причем кили крепятся к задней части gondoly.

Для самолетов с тянущим винтом такое расположение оперения имеет известное преимущество, заключающееся в том, что кили находятся в потоке за винтом. Благодаря этому при взлете обеспечивается как хорошее демпфирование рыскания, так и хорошая управляемость пути. Однако у бесхвостого самолета встречается и другая система вертикального оперения: пара килей крепится вблизи концов крыльев, обычно в виде шайб. Эта система, повидимому, считается наиболее подходящей для больших самолетов типа „летающее крыло“.

Хвостовые кили и кили на концах крыльев существенно отличаются друг от друга в отношении их аэродинамического действия. У хвостового кия момент рыскания при скольжении образуется составляющей аэродинамической силы, нормальной к курсу самолета, т. е. момент рыскания зависит от $\frac{dc_{y1}}{d\alpha}$. В случае кия на конце крыла

оказывает действие не только нормальная составляющая, но и аэродинамическая сила, создаваемая углом рыскания, т. е. начинает действовать $\frac{dc_a}{d\alpha}$ (фиг. 2). Таким образом, составляющая лобового сопротивления также влияет на момент рыскания.

При расположении кия за центром тяжести, и особенно при стреловидности в плане, составляющая лобового сопротивления кия будет улучшать устойчивость пути. В отношении демпфирования рыскания кили на концах крыльев типа „летающей доски“ кажутся менее эффективными, чем хвостовые кили, так как играет роль только разность составляющих лобового сопротивления. Однако это менее существенно, чем тот факт, что в то время как хвостовые кили склонны к потере стабилизирующих свойств при сильном скольжении (срыв потока у кия) и рули поворота, прикрепленные к таким киям, мало эффективны при отклонениях рулей, превышающих, скажем, 20° , кили на концах крыльев сохраняют свою эффективность; рули поворота, прикрепленные к ним, обеспечивают моменты рыскания при любых отклонениях вплоть до 90° (вертикальные тормозные рули поворота).

Другим положительным свойством килей на концах крыльев является тот факт, что они значительно отнесены от центра тяжести самолета, поскольку размах крыла является наибольшим линейным размером бесхвостого самолета.

Хвостовые кили имеют значительно меньшее плечо и все же часто они кажутся неизбежными, иногда после первых же летных испытаний, в связи с плохой устойчивостью и управляемостью пути при взлете. Обычно подобные кили вследствие интерференции, создаваемой гондолой и крылом, должны быть довольно большими, чтобы обладать эффективностью, и явление срыва потока легко может уничтожить их эффективность, особенно при больших углах атаки самолета (взлет и посадка).

В общем система „летающей доски“, повидимому, потребует наличия хвостовых килей, не только из-за демпфирования при рыскании M_y^w , но и для создания устойчивости пути M_y^p . Таким об-

разом, вполне понятно, что все самолеты этого типа, совершившие более или менее удачные полеты (Арну, Фовель), имели хвостовые кили.

В общем у бесхвостых самолетов наблюдается тенденция к увеличению размеров килей в процессе летных испытаний. Поскольку в некоторых случаях [37; 40] наблюдалось, что даже удваивание площади вертикального кия не сопровождалось пропорциональным улучшением характеристик устойчивости, пожалуй, лучше всего вообще устранить поверхности вертикальных килей (странный вывод. — И. К.). Плечо от центра давления вертикальных поверхностей до центра тяжести является фактором, требующим специального рассмотрения. Демпфирование рыскания M_y^w возрастает как квадрат этого плеча, тогда как устойчивость пути M_y^p увеличивается только пропорционально ему. В этом отношении хвостовые кили для бесхвостых самолетов оказываются более подходящими. Однако, с другой стороны, хвостовые кили с небольшим относительным удлинением или толстым профилем, или тем и другим вместе, будут иметь слишком переднее положение центра давления при небольших углах рыскания, что уменьшит плечо путевого момента.

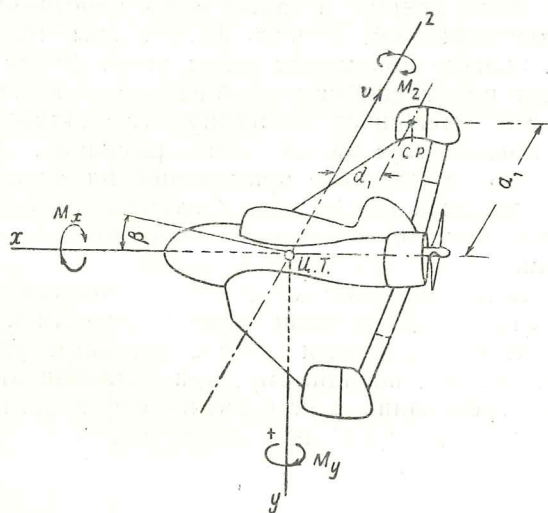
У самолета обычной конструкции это уменьшение может быть незначительно, но у бесхвостого самолета оно должно быть принято во внимание. Оно больше влияет на демпфирование, чем на устойчивость пути.

Хвостовые кили в струе за винтом оказывают такое же влияние при полете с мотором, как увеличение площади кия. Увеличение примерно соответствует отношению скорости струи за винтом к скорости потока за пределами этой струи. В результате уменьшается спиральная устойчивость. Следовательно, при полете с мотором можно предполагать меньшую спиральную устойчивость, чем в планирующем полете при равной скорости полета ([19], стр. 228).

Шайбы на концах крыльев

Вертикальные поверхности на концах крыла впервые были предложены в 1897 г. Ф. Ланчестером [23].

Ланчестер уже в то время установил, что лобовое сопротивление вызывалось конечным размахом крыла вследствие уравнивания разности давления на конце крыла над ним и под ним. Чтобы уменьшить потери, вызываемые концевыми вихрями, он предложил свои концевые шайбы. Теперь нам доподлинно известно, что индуктивное лобовое сопротивление вызывается потерями энергии потока у концов крыльев и вблизи них. Представление Ланчестера было вполне правильным. Опыты показали, что шайбы на концах крыльев, имеющие достаточно большие размеры, действительно могут сильно уменьшить индуктивное лобовое сопротивление крыла. Эта система использовалась при различных продувках, когда было желательно устранить индуктивное сопротивление. Однако было установлено, что ощутимый эффект дают лишь чрезмерно большие шайбы,



- β — угол бокового скольжения,
- d_1 — плечо составляющей поперечной силы (подъемной силы кия),
- a_1 — плечо составляющей лобового сопротивления (лобовое сопротивление кия)

Фиг. 2. Влияние килей на концах крыльев

неприменимые на самолете и планере. Кроме того, сопротивление трения таких больших шайб будет с избытком возмещать уменьшение индуктивного лобового сопротивления. Концевые шайбы, применяемые на бесхвостых самолетах, имеют, как правило, такие размеры, что уменьшение индуктивного лобового сопротивления невелико и в большинстве случаев может не приниматься во внимание. Весьма распространенное мнение о преимуществах концевых шайб в связи с этим не подтверждается. Напротив, легко можно доказать, что концевые шайбы могут исказить поток у конца крыла и вызвать из-за образующегося резкого диффузора преждевременный срыв. Зализ устраняет это явление.

Вертикальные кили и рули поворота на концах крыльев или вблизи них встречались не только на бесхвостках.

Уже Фербер использовал такие рули поворота, отклоняя их отдельно для путевого управления. Кроме того, в 1908 г. самолет типа „утка“ конструкции Блерио и в 1910 г. биплан Ниля имели аналогичную систему рулей.

Одновременное отклонение обоих рулей на концах крыльев обеспечивает эффективный воздушный тормоз. Для бесхвостого самолета это весьма желательно, так как такой воздушный тормоз обычно не ведет к значительному изменению продольной балансировки.

Упомянутые преимущества и явились причиной того, что рули поворота на концах крыльев приобрели широкое распространение в конструкциях бесхвостых самолетов.

Даже рассматривая шайбы на концах крыльев только с точки зрения боковой устойчивости, следует твердо помнить, что циркуляция крыла и концевые вихри будут оказывать влияние на воздушный поток у шайбы. В общем этот эффект аналогичен увеличению удлинения шайбы [24]. Рассматривая свойства, вызываемые скосом, наклоном таких шайб или формой их поперечного сечения, необходимо помнить о влиянии взаимной интерференции крыла и шайб.

В ранних конструкциях самолетов часто использовались вертикальные кили на концах крыльев бипланов. Их принцип был взят у коробчатого змея Харгрэйва. Одним из многих самолетов такого типа были: биплан „утка“ Сантоса Дюмона, построенный в 1906 г., и биплан Вуазена 1906—1909 гг. Поэтому вполне естественно, что Денн использовал это же приспособление на своих бипланах.

Позднее многие экспериментировали с крыльями, имеющими концевые шайбы.

В настоящее время многое стало ясно в отношении взаимодействия крыла и шайбы, и известно, что можно добиться усовершенствований, которые, так же как уменьшение вредного лобового сопротивления, вызываемого интерференцией между двумя деталями, могут увеличить аэродинамическую эффективность концевых шайб. Так, например, П. П. Красильщиков [25] установил, что, помещая шайбы с наклоном около 10° (т. е. делая угол между килем и нижней поверхностью крыла равным 80° вместо 90°), можно улучшить как от-

ношение подъемной силы к лобовому сопротивлению, так и самую подъемную силу; он также доказал, что кили, установленные только на верхней поверхности крыла (ранние планеры „Шторх“), вызывают преждевременный срыв потока и затенение рулевых поверхностей, прикрепленных к таким килим.

О. Флэхсбарт [26] рассчитал и исследовал экспериментальным путем потери на дополнительное лобовое сопротивление, вызываемое щелями между крылом и шайбами.

Для узких щелей потери были сравнительно велики и превышали расчетные в случае применения у крыльев толстых профилей.

Продувки в геттингенской лаборатории показали, что эффективность элеронов, укрепленных на стрелчатых крыльях, увеличивается, если на концах крыльев располагаются шайбы.

В. Мэнглер [27] рассчитал распределение подъемной силы по крылу с шайбами для случая наименьшего индуктивного лобового сопротивления и обнаружил хорошее совпадение с результатами эксперимента.

Б. Шенстон [28] опубликовал рекомендации по проектированию и результаты экспериментов, которые хотя и были сделаны главным образом для двухкилевого оперения, однако имеют существенное значение и для шайб на концах крыльев бесхвостых самолетов.

В. Фидлер [29] установил, что закрученные шайбы на концах крыла способствуют циркуляции у концов крыла. Он добился этого, применяя толстый вогнутый профиль для верхней части шайбы и тонкий симметричный для нижней ее части.

Удлинение шайбы является существенным фактором, влияние которого на аэродинамику и устойчивость необходимо проанализировать.

Крылья с удлинением, меньшим двух, дают, как известно, очень большие коэффициенты подъемной силы при очень больших углах атаки [30]. С этой точки зрения, а также и по конструктивным соображениям, всегда желательны низкие шайбы. Однако при малых углах атаки фокус таких шайб перемещается далеко вперед от четверти хорды, что уменьшает флюгерную устойчивость и демпфирование при малых углах рыскания. Возможно, что умышленное применение плохо обтекаемого профиля крыла может улучшить положение ценою некоторого увеличения лобового сопротивления.

Не исключена возможность, что подобный анализ работы концевых шайб может привести к выводу о целесообразности шайб с большим удлинением. Однако, повидимому, при решении этого вопроса требования конструктивного характера окажутся выше всех аэродинамических соображений.

„Повернутые внутрь“ концевые шайбы

Плоскости концевых шайб могут быть не параллельны плоскости симметрии самолета при условии, что обе шайбы наклонены в противоположные стороны, так что их аэродинамическое влияние взаимно уничтожается.

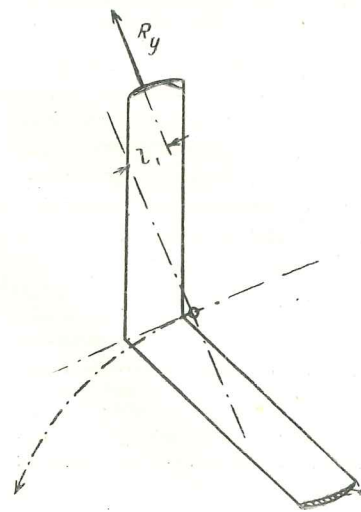
Таким образом, при полете по прямой шайбы на конце крыла могут быть установлены в таком положении, что каждая из них будет иметь некоторый угол атаки. Более того, не обязательно, чтобы шайба имела симметричный профиль. Она может иметь профиль любой кривизны, при условии, чтобы противоположная шайба имела бы аналогичный профиль. Геометрический угол атаки и кривизна профиля могут быть, кроме того, скомбинированы. Во всех случаях у шайбы в полете по прямой создается аэродинамическая сила. Поперечные силы (в направлении оси z) обеих шайб должны при полете по прямой взаимно уничтожаться. В покое по прямой эта поперечная сила является по существу подъемной силой шайбы. Лобовое сопротивление шайб при этом, разумеется, несколько увеличивает лобовое сопротивление самолета в целом.

Эта система „наклонных“ или „скошенных“ шайб может в значительной степени улучшить характеристики боковой устойчивости. В случае рыскания крыла поперечные силы, возникающие у этих шайб, должны значительно отличаться друг от друга, поскольку их величина зависит от квадрата их относительной скорости. Когда шайбы расположены так, что их центры давления находятся за центром тяжести, могут возникнуть такие моменты рыскания, которые будут противодействовать движению относительно вертикальной оси. Очевидно, что шайбы при надлежащем их расположении будут достаточно эффективными для бесхвостых самолетов со стреловидным крылом и с крылом с обратной стреловидностью. Однако для типа „летающей доски“ имеются меньшие возможности улучшения демпфирования рыскания M_y^{ω} с помощью концевых шайб.

Влияние шайб на устойчивость пути M_y^{β} аналогично вышеприведенному.

Аэродинамик Бадер¹ первый предложил наклонные шайбы на концах крыльев с целью улучшения боковой устойчивости бесхвостых самолетов (фиг. 3). В 1919 г. он взял патент [31] на бес-

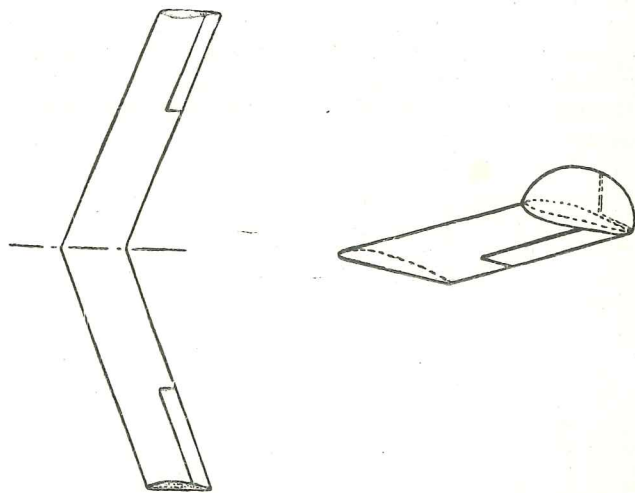
¹ Говоря точнее, схема Бадера уже упоминалась в спецификации патента Зольденгоффа в 1913 г. для бесхвостых самолетов со стреловидным крылом (германский патент № 279895).



Фиг. 3. Расположение шайб на концах крыльев по Бадеру (1919 г.). Если предположить, что составляющие лобового сопротивления, созданные криволинейными шайбами, взаимно уничтожаются, то момент рыскания M_y стремится создать отрицательное демпфирование под влиянием угловой скорости рыскания

хвостый самолет со стреловидным крылом, имеющим по концам шайбы с изогнутыми профилями, установленные таким образом, что их вогнутая сторона была обращена внутрь. Бадер намеревался улучшить демпфирование при рыскании [32]; он считал, что при развороте шайба с наружной стороны будет испытывать большее влияние равнодействующей аэродинамической силы вследствие его более высокой относительной скорости и что это будет эффективно противодействовать боковому скольжению. Он не учел того, что при стреловидности в плане момент относительно вертикальной оси, создаваемый этой поперечной силой, ускорял рыскание самолета, уничтожая, таким образом, преимущество демпфирования при рыскании.

Липпиш с успехом применил обратную схему¹ (фиг. 4).



Фиг. 4. Шайбы на концах крыльев, расположенные по Липпишу. Обеспечивают как устойчивость пути, так и положительное демпфирование при рыскании

У бесхвостого самолета его конструкции вогнутая сторона шайб направлена наружу, так что в условиях нормального полета обе шайбы создают поперечные силы, направленные внутрь. Эта система шайб, повернутых внутрь, получила широкое распространение не только для бесхвостых самолетов. Липпиш считал, что под влиянием порывов ветра равнодействующая аэродинамическая сила, создаваемая этими шайбами, будет стремиться повернуть самолет в направлении набегающего потока. Если центр давления этих шайб находится за центром тяжести, то схема Липпиша способствует также увеличению флюгерной устойчивости². Когда центр давления вынесен далеко вперед, как это бывает при малых углах рыскания для ведущей шайбы, положительное влияние шайбы на устойчивость уменьшается. Отсюда, как следствие, слабая эффективность концевых шайб

¹ А. Бауманн рассматривал эту возможность в 1921 г., однако он нашел такую схему непрактичной.

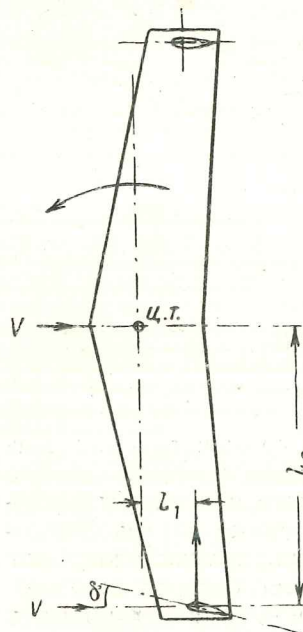
² В спецификации патентов (германская спецификация патентов № 609853) Липпиш предлагает изменение устойчивости пути в полете с помощью регулируемого угла наклона шайб на концах крыльев, независимо от управления рулями поворота. Он предлагает также регулировать положение концевых шайб взаимно противоположно или в одинаковом направлении.

при малых углах рыскания (что дополнительно подтверждается экспериментами).

И. Сикорский также считал, что соответствующее устройство оперения с боковым расположением килей улучшает устойчивость пути.

Однако следует иметь в виду, что концевые шайбы главным образом улучшают демпфирование рыскания, из-за чего, собственно говоря, „повернутые внутрь“ шайбы на концах крыльев столь желательны для бесхвостых самолетов.

Ш. Фовель [22] привел доводы против шайб на концах крыльев. Мнение Фовеля сводится к тому, что шайбы не очень эффективны в отношении боковой устойчивости, если у крыла угол стреловидности в плане не велик. Более того, по его мнению, при рыскании следует использовать лобовое сопротивление шайбы (неподвижной части шайбы, или руля поворота, или и того и другого вместе). Если же мы будем использовать поперечную силу, то мы столкнемся с тем, что эта поперечная сила увеличит центробежную силу при развороте, и, таким образом, для соблюдения равновесия потребуется более крутой вираж (фиг. 5).



Фиг. 5. Действие вертикальных рулей, расположенных на концах крыльев или вблизи них. Поперечная сила, созданная отклоненным рулем, увеличивает центробежную силу при развороте

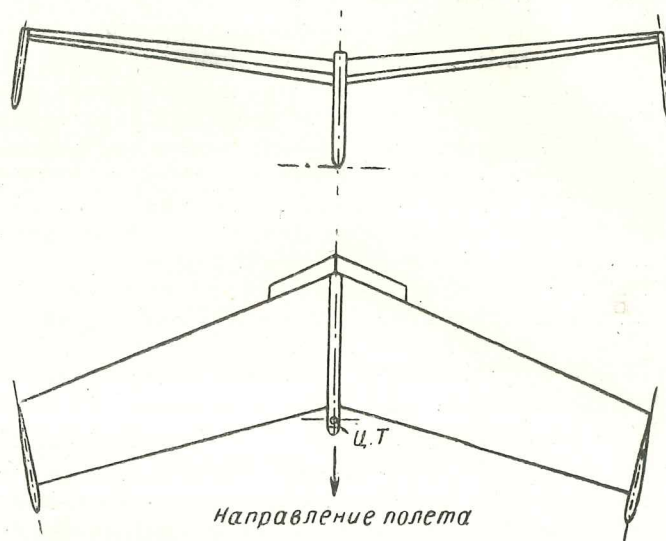
Если Фовель прав в этом отношении, то целесообразно верхнюю часть шайбы делать несколько больше нижней. Однако при наличии „повернутых внутрь“ концевых шайб равнодействующая поперечная сила, создаваемая угловой скоростью рыскания, имеет направление, противоположное центробежной силе и численно невелика.

Вес и аэродинамическая сила концевых шайб создают, разумеется, нежелательные дополнительные нагрузки на крыло. Кроме того, шайбы увеличивают инерцию самолета.

Другим недостатком шайб является ухудшение обзора летчика.

Как показали летные испытания двухмоторного моноплана типа „утка“ — Фокке-Вульф F-19a, — „повернутые внутрь“ боковые кили под концами крыльев, повидимому, оказывают небольшое влияние на устойчивость, особенно на малых углах

бокового скольжения [37]. С большим успехом „повернутые внутрь“ шайбы могут быть использованы на крыле со стрелой вперед (фиг. 6).



Фиг. 6. „Повернутые внутрь“ шайбы-кили на концах крыльев со стрелой вперед. Чехословацкая модель планера Хосек-40, обладающая боковой устойчивостью

Некоторые летные испытания, касающиеся боковой устойчивости

Первые планеры типа „Парабола“, конструкции Черановского, оказались неустойчивыми в путевом отношении. Дальнейшие модификации, повидимому, оказались более удачными, но в конце концов на самолете „Парабола“ 7 были установлены шайбы на концах крыльев¹.

Недостатком планера „Шторх“ I было сначала чрезмерное поперечное V. При попытке совершить мелкий вираж в 15° при полностью отклоненном руле поворота планер не только не изменял направления полета, но и не поддавался боковому скольжению. Расположение рулей поворота ниже концов крыльев создавало пикирующий момент при действии руля направления.

Устранение поперечного V и расположение рулей поворота над крыльями улучшило положение, хотя создавшийся в результате кабрирующий момент, значение которого было второстепенно, все же оказался неприятным. Развороты осуществлялись с помощью резких отклонений рулей поворота. При управлении элеронами была заметна продольная неустойчивость. Устойчивость пути планера „Шторх“ I была явно недостаточна [34]. Управление элеронами оказалось неэффективным, и планер был явно неустойчив при разворотах; наблюдалась тенденция к скольжению наружу, возможно, вызываемая лобовым сопротивлением элеронов (несмотря на дифференциальное управление), в связи с отсутствием устойчивости пути.

¹ Из-за отсутствия должной информации автор ошибается. Известно, что „Парабола“ БИЧ-7 в том виде, в котором она изображена на фиг. 44, оказалась в боковом отношении совершенно неуправляемой. Фактически же „в конце концов“ этот самолет был снабжен центральным килем с рулем поворотов вместо шайб и сделался нормально управляемым (прим. ред.).

По мнению Липпиша, дополнительной причиной явился скос оси вращения контроллеров, т. е. элеронов—рулей высоты. Оси шарниров контроллеров у „Шторх“ I были параллельны лонжеронам крыльев со стреловидностью в плане, оказываясь,

управления, чтобы предотвратить возникновение чрезмерной скорости. Развороты с виражем в 45° осуществлялись с помощью одного руля поворота при незначительном увеличении скорости полета. Боковое управление (с помощью больших плаваю-

бев) действо-
прямой дей-
гачточно. При
руля поворота

ОПЕЧАТКА

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
66	1 сверху справа	[37]	[33]	Редактора

м обтекания
ия, о котором
разворотах у
сохранять от-

поперечной устойчивости оставались неудовлетворительными. Перед разворотом скорость полета нужно было увеличивать. Когда разворот начинался при малой скорости полета, влияние рулей поворота оказывалось чрезмерным, и планер имел тенденцию к неустойчивости при рыскании. Аналогичное явление наблюдалось и с моторным вариантом („Шторх“ V). Рыскание могло быть приостановлено посредством отклонения противоположного руля. Управление элеронами оказалось совершенно неэффективным для полета с разворотом. Только действие руля поворота обеспечивало надлежащий вираж.

Закончить разворот удавалось, пользуясь противоположным рулем поворота. С помощью одних элеронов можно было совершить только очень неглубокие развороты. Боковые скольжения могли быть выполняемы с помощью элерона и противоположного руля поворота. Когда руль поворота устанавливался в нейтральное положение, ведущее крыло обнаруживало тенденцию к обратному рысканию, но вираж сохранялся.

Липпиш в одной из своих статей указывает, что боковое скольжение не имеет большого значения в качестве средства для увеличения крутизны планирования, поскольку эффект торможения короткой гондолы невелик. Полное отклонение руля поворота вызывало у планера „Шторх“ IV кабрирование. Это было особенно заметно при планировании с торможением при действии обоих рулей. Вследствие этих нежелательных дополнительных продольных моментов контроллеры должны были опускаться в начале заторможенного планирования и могли быть возвращены в исходное положение лишь после того, как рули поворота возвращались в исходное положение [35]. В случае более симметрично расположенных шайб на концах крыльев, как у „Дельта“ I, этот дополнительный эффект не проявлялся.

Проводя испытания самолета „Птеродактиль“ МК-I, Хилл установил, что он обладает боковой устойчивостью при любых скоростях. При скорости $64,4 \text{ км/час}$ наблюдались быстрозатухающие боковые колебания с периодом около 4 секунд. Самолет мог совершить полет со свободными рулями поворота и обладал устойчивостью рыскания. При крутых разворотах требовалось совсем незначительное тянущее усилие на ручке

имели руль поворота, расположенный над крылом, ближе к центру крыла от края контроллеров. Предварительные испытания в трубе показали потерю эффективности руля, расположенного над крылом при критических углах атаки. Рули в нейтральном положении устанавливались под углом в 7° к направлению полета не из соображений устойчивости пути, а просто для того, чтобы выравнивать руль с местным направлением потока под крылом. Продувки показали, что наружный поток (поперечная составляющая потока) под стрелчатым крылом отклонялся от плоскости симметрии самолета от 3° (при максимальной скорости) до 15° (при срыве потока).

При разворотах было выявлено, что путевая управляемость первых „Птеродактилей“ отличалась от управляемости обычных самолетов. На любых углах виража руль поворота у „Птеродактиля“ должен был быть в отклоненном состоянии в направлении разворота, чтобы предохранить самолет от скольжения [36].

В последующих „Птеродактилях“ Хилл применил обычные шайбы на концах крыльев, что сделалось возможным при измененных контроллерах.

Эксперименты, проводившиеся с самолетом „Птеродактиль“ МК-IV, показали, что разворот с правильным виражем мог быть выполнен с помощью одних элеронов. Управление рулем поворота оказалось удовлетворительным лишь при нормальных скоростях. Чтобы улучшить его при малых скоростях, площадь рулей была увеличена вдвое. Пользоваться рулями поворота в качестве тормозов на „Птеродактиле“ было трудно [37].

Колебания рыскания в соединении с боковым скольжением, т. е. боковые колебания, неоднократно отмечались у бесхвостых самолетов, так же как нежелательные пикирующие моменты при боковом скольжении. У бесхвостых самолетов изменение устойчивости, вызываемое наличием винта, в целом ряде случаев являлось причиной ухудшения боковой устойчивости. Нами уже отмечалось появление поперечной силы, создаваемой винтом как при рыскании, так и при колебаниях тангажа. Система толкающего винта в этом отношении значительно лучше; кроме того, при толкающем винте получается меньшее расхождение между результатами испытаний в натуру и предположениями, основанными на испытаниях моде-

По мнению Липпиша, дополнительной причиной явился скос оси вращения контроллеров, т. е. элеронов—рулей высоты. Оси шарниров контроллеров у „Шторх“ I были параллельны лонжеронам крыльев со стреловидностью в плане, оказываясь, таким образом, под углом к поперечной оси самолета. У „Шторх“ IV расположение элеронов было изменено, и в результате управляемость значительно улучшилась. Однако поскольку у этого модифицированного планера одновременно были изменены и положение центра тяжести и форма килей, не совсем ясно, в какой степени изменение оси вращения элеронов способствовало этому улучшению.

Во всяком случае у „Шторх“ IV было установлено, что элероны дают меньшие обратные моменты рыскания. Тем не менее характеристики поперечной устойчивости оставались неудовлетворительными. Перед разворотом скорость полета нужно было увеличивать. Когда разворот начинался при малой скорости полета, влияние рулей поворота оказывалось чрезмерным, и планер имел тенденцию к неустойчивости при рыскании. Аналогичное явление наблюдалось и с моторным вариантом („Шторх“ V). Рыскание могло быть приостановлено посредством отклонения противоположного руля. Управление элеронами оказалось совершенно неэффективным для полета с разворотом. Только действие руля поворота обеспечивало надлежащий вираж.

Закончить разворот удавалось, пользуясь противоположным рулем поворота. С помощью одних элеронов можно было совершить только очень неглубокие развороты. Боковые скольжения могли быть выполняемы с помощью элерона и противоположного руля поворота. Когда руль поворота устанавливался в нейтральное положение, ведущее крыло обнаруживало тенденцию к обратному рысканию, но вираж сохранялся.

Липпиш в одной из своих статей указывает, что боковое скольжение не имеет большого значения в качестве средства для увеличения крутизны планирования, поскольку эффект торможения короткой гондолы невелик. Полное отклонение руля поворота вызывало у планера „Шторх“ IV кабрирование. Это было особенно заметно при планировании с торможением при действии обоих рулей. Вследствие этих нежелательных дополнительных продольных моментов контроллеры должны были опускаться в начале заторможенного планирования и могли быть возвращены в исходное положение лишь после того, как рули поворота возвращались в исходное положение [35]. В случае более симметрично расположенных шайб на концах крыльев, как у „Дельта“ I, этот дополнительный эффект не проявлялся.

Проводя испытания самолета „Птеродактиль“ МК-I, Хилл установил, что он обладает боковой устойчивостью при любых скоростях. При скорости 64,4 км/час наблюдались быстрозатухающие боковые колебания с периодом около 4 секунд. Самолет мог совершить полет со свободными рулями поворота и обладал устойчивостью рыскания. При крутых разворотах требовалось совсем незначительное тянущее усилие на ручке

управления, чтобы предотвратить возникновение чрезмерной скорости. Развороты с виражем в 45° осуществлялись с помощью одного руля поворота при незначительном увеличении скорости полета. Боковое управление (с помощью больших плавающих контроллеров на концах крыльев) действовало нормально, однако в полете по прямой действие рулей поворота было недостаточно. При маневрировании же эффективность руля поворота была нормальной.

Все это согласуется с явлением обтекания килей на небольших углах рыскания, о котором мы уже упоминали. При крутых разворотах у „Птеродактиля“ необходимо было сохранять отклоненное положение руля поворота.

Первые самолеты „Птеродактиль“ имели руль поворота, расположенный под крылом, ближе к центру крыла от края контроллеров. Предварительные испытания в трубе показали потерю эффективности руля, расположенного над крылом при критических углах атаки. Рули в нейтральном положении устанавливались под углом в 7° к направлению полета не из соображений устойчивости пути, а просто для того, чтобы выравнивать руль с местным направлением потока под крылом. Продувки показали, что наружный поток (поперечная составляющая потока) под стрелчатым крылом отклонялся от плоскости симметрии самолета от 3° (при максимальной скорости) до 15° (при срыве потока).

При разворотах было выявлено, что путевая управляемость первых „Птеродактилей“ отличалась от управляемости обычных самолетов. На любых углах виража руль поворота у „Птеродактиля“ должен был быть в отклоненном состоянии в направлении разворота, чтобы предохранить самолет от скольжения [36].

В последующих „Птеродактилях“ Хилл применил обычные шайбы на концах крыльев, что сделалось возможным при измененных контроллерах.

Эксперименты, проводившиеся с самолетом „Птеродактиль“ МК-IV, показали, что разворот с правильным виражем мог быть выполнен с помощью одних элеронов. Управление рулем поворота оказалось удовлетворительным лишь при нормальных скоростях. Чтобы улучшить его при малых скоростях, площадь рулей была увеличена вдвое. Пользоваться рулями поворота в качестве тормозов на „Птеродактиле“ было трудно [37].

Колебания рыскания в соединении с боковым скольжением, т. е. боковые колебания, неоднократно отмечались у бесхвостых самолетов, так же как нежелательные пикирующие моменты при боковом скольжении. У бесхвостых самолетов изменение устойчивости, вызываемое наличием винта, в целом ряде случаев являлось причиной ухудшения боковой устойчивости. Нами уже отмечалось появление поперечной силы, создаваемой винтом как при рыскании, так и при колебаниях тангажа. Система толкающего винта в этом отношении значительно лучше; кроме того, при толкающем винте получается меньшее расхождение между результатами испытаний в натуре и предположениями, основанными на испытаниях моде-

лей или планеров. Применение газовой турбины делает ощутимым жирокопический эффект. Установка нечетного числа агрегатов газовой турбины может повлечь за собой возникновение продольных моментов вследствие рыскания M_z^{ω} и моментов рыскания вследствие колебаний тангажа M_y^{ω} . Этим производным устойчивости до сего времени не придавалось серьезного значения, если не считать того периода времени, когда применялись роторные двигатели. Таким образом, использование реактивного двигателя не устранит влияния моторной группы на устойчивость летающего крыла.

Братья Хортен в своей статье об испытаниях своего первого планера упоминают, что демпфирование крена уменьшалось на малых скоростях полета.

Устойчивость рыскания этого планера была удовлетворительной на больших скоростях (причем планер не имел выступающей гондолы), но недостаточной при малых углах рыскания и малых скоростях. При боковом скольжении наблюдалась устойчивость крена. Развороты выполнялись с помощью одних элеронов, причем тормозные рули поворота использовались только для плоских разворотов.

Полет на критическом угле атаки

Когда-то среди сторонников бесхвостых самолетов существовало мнение, что бесхвостый самолет не может войти в штопор. Ранние исследователи и экспериментаторы считали основным преимуществом системы летающего крыла его способность противостоять авторотации. Таким образом, предполагалось, что у летающего крыла достигается безопасность полета на критическом угле атаки.

Еще в 1932 г. не было случаев штопора бесхвостых самолетов и планеров. Это объяснялось тем, что рули высоты, являющиеся частью самого крыла, не дают крылу возможности достичь таких углов атаки, при которых может появиться авторотация [37]. Более того, поскольку у крыла с закруткой и стреловидностью в плане срыв потока возникает в центре, элероны будут сохранять эффективность после его возникновения. Кроме того, небольшая разница между моментами инерции относительно нормальной оси и относительно продольной оси не располагает к возникновению штопора, и распределение веса по продольной оси бесхвостого самолета не будет способствовать увеличению угла атаки после возникновения штопора.

Однако мнение об отсутствии возможности штопора для бесхвостых самолетов оказалось ошибочным. Планер „Хортен“ I легко можно было ввести в штопор при крутых разворотах на критическом угле атаки [39]. В описании этого явления сообщалось, что вследствие отсутствия демпфирования при крене планер во время разворота реагировал на отклонение противоположного элерона (применяемого с целью выхода из виража),

входя в более крутой разворот. Если разворот начинался при недостаточной скорости полета, возникал штопор. Летчик ощущал как бы „удар“ по крылу, и планер разворачивался примерно на 90° относительно вертикальной оси: высота терялась и начинался настоящий штопор. Все явление развивалось за очень короткий промежуток времени. Отклонение ручки управления полностью от себя не предотвращало входа в штопор. За первый виток штопора высота терялась от 100 до 200 м. Выход из штопора, повидимому, не представлял затруднений.

С тех пор стал известен целый ряд случаев штопора бесхвостых самолетов и планеров.

Первое исследование штопорных характеристик бесхвостого самолета было произведено в Англии. В 1932 г. Стевенс и Коэн изучали штопор самолета „Птеродактиль“ МК-IV [40]. Испытания свободно летающей модели проводились параллельно с летными испытаниями в натуре. Последние пришлось, к сожалению, преждевременно прекратить из-за неисправности двигателя. К сожалению, эти эксперименты производились явно с целью изучения штопора вообще, без особого интереса к характеристикам бесхвостых самолетов.

Тем не менее результаты имели большое значение для беспристрастного суждения о достоинствах бесхвостых самолетов.

В процессе этих испытаний были получены результаты, согласующиеся с результатами других исследований по бесхвостым самолетам со стрелчатými крыльями и самолетами типа „летающей доски“.

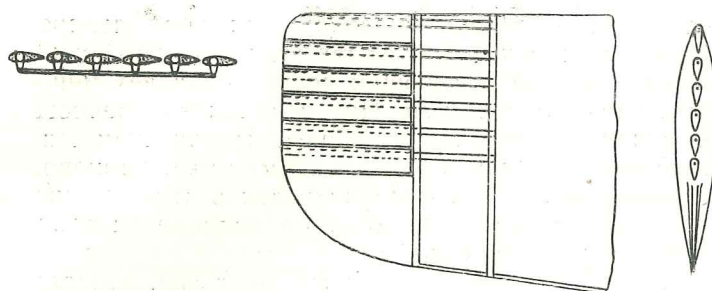
В общем можно считать, что надлежащим образом сконструированный бесхвостый самолет не будет иметь тенденции к штопору или же будет быстро из него выходить.

Однако, основываясь на этом, не следует считать, что самолеты этого типа вообще не могут войти в штопор. Существует диапазон углов атаки, при которых возможна авторотация бесхвостки и, если под влиянием порыва ветра во время полета на критических углах атаки достигаются эти углы, самолеты эти попадают в штопор. Большие углы стреловидности крыла уменьшают диапазон авторотации, но рассчитывать на отсутствие авторотации [41] можно лишь при углах стреловидности порядка более чем 30°.

Самолеты категории „диска“ благодаря малому удлинению также могут быть безопасны в отношении штопора.

Для тех, кто хочет сделать летающее крыло заведомо безопасным в отношении штопора, можно рекомендовать некоторые приспособления, оказывающиеся полезными в этом отношении.

Ф. Барнуэлл предложил в 1928 г. новый тип поперечного управления, считавшийся пригодным для крыльев толстого профиля [42]. Оно состояло из ряда параллельных заслонок с осями в направлении размаха („вращающиеся зубцы“), которые образовывали законцовку крыла. Каждая заслонка вращалась в полете относительно своей оси (фиг. 7) с помощью обычного управления,



Фиг. 7. Приспособление для поперечного управления, предложенное Ф. Барнуэллом (1928 г.)

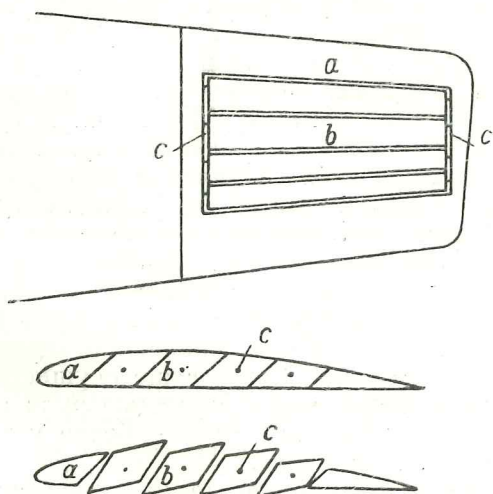
Год спустя, Вильгельм Шмидт представил диссертацию о самолете, свободном от авторотации [43] (фиг. 8). Он доказал теоретическим и экспериментальным путем, что при наличии решетчатых концов крыльев определенной конструкции авторотация не может существовать, причем величина $\frac{dc_n}{d\alpha}$ всегда положительна. В принципе,

ОПЕЧАТКА

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
69	7 сверху слева	$\frac{dc_n}{d\alpha}$	$\frac{dc_{y1}}{d\alpha}$	Редактора

конструкции главной причиной трудности выхода из штопора, или, по крайней мере, одной из главных причин, является хвостовое оперение. В этом отношении летающее крыло имеет определенные преимущества.

Проводившиеся в Англии опыты с самолетом



Фиг. 8. Решетчатый конец крыла, предложенный В. Шмидтом, исключает появление авторотации (германская спецификация патентов №№ 661, 746, 1934 г.).

Элементы b в конце крыла a могут вращаться относительно расположенных по размаху осей c , так что в условиях нормального полета может образоваться целый профиль

„Птеродактиль“ МК-IV показали медленный штопор при задней центровке и более быстрый и крутой при передней центровке, причем в первом случае выход из штопора осуществлялся медленнее. У самолетов обычной конструкции заднее положение центра тяжести обычно влечет за собой более быстрый штопор и более медленный выход из него. Однако в отношении „Птеродактиля“ МК-IV следует иметь в виду, что на смещение центра тяжести оказывало влияние соответствующее изменение угла стреловидности в плане (почти на 5°), что не могло не отразиться на характере штопора. Кроме того, было установлено, что возникновению штопора сильно способствовало лобовое сопротивление опускающегося контроллера. При испытании „Птеродактиля“ не наблюдалось никакой тенденции к плоскому штопору и достигавшиеся углы атаки редко превышали 45° . Быстрый крутой штопор происходил при углах атаки порядка 30° .



Фиг. 9. Орган управления на конце крыла, со-

элементы во-
ных по
манская
атентов
г., со-
ой Мес-
о явля-
управ-
и боль-
аки

ования

„Птеродактиля“ от техники пилотирования самолета обычной конструкции является то, что выход из штопора осуществлялся не рулем поворота, а элеронами: рули поворота при этом были мало эффективны. Даже увеличение вдвое площади шайб на концах крыльев не дало возможности осуществить вход в штопор с помощью одного руля поворота (при исходном положении контроллеров) или выход из него с помощью противоположного руля. Штопор мог начинаться лишь при действии элеронов на критических углах атаки [40].

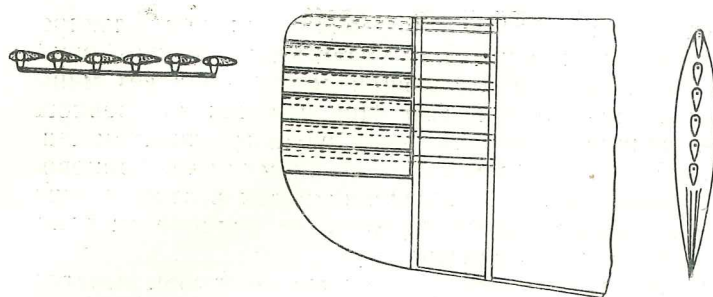
Для гарантирования выхода из штопора к элеронам было присоединено устройство, уравновешивавшее усилия на ручке управления, создаваемые отклонением контроллеров. Устройство это действовало под влиянием центробежной силы. Выход из штопора с этим приспособлением никаких затруднений не вызывал.

Поскольку нигде не встречается указаний о плоском штопоре бесхвосток, можно предположить, что самолеты этого типа ему не подвержены.

Планирование на критических углах атаки

Бесхвостый самолет легко может обеспечить возможность планирования и посадку на критических углах атаки. Эта возможность была доказана.

Хилл положительно отзывался об эффекте „подушки“ самолета „Птеродактиль“ МК-I, кото-



Фиг. 7. Приспособление для поперечного управления, предложенное Ф. Барнуэллом (1928 г.)

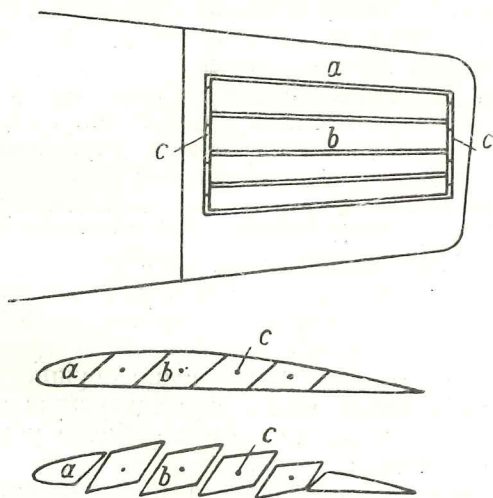
Год спустя, Вильгельм Шмидт представил диссертацию о самолете, свободном от авторотации [43] (фиг. 8). Он доказал теоретическим и экспериментальным путем, что при наличии решетчатых концов крыльев определенной конструкции авторотация не может существовать, причем величина $\frac{dc}{da}$ всегда положительна. В принципе,

предложение Барнуэлла аналогично по конструктивным особенностям вышеупомянутой системе Шмидта.

Щели на концах крыльев в комбинации с устройством, уменьшающим подъемную силу, разумеется, могут оказаться очень полезными для устранения опасности возникновения авторотации (фиг. 9). Применение отсасывания пограничного слоя по методу Бетца-Шренка [44] также дает возможность избежать возникновения штопора.

Следует упомянуть, что у самолетов обычной конструкции главной причиной трудности выхода из штопора, или, по крайней мере, одной из главных причин, является хвостовое оперение. В этом отношении летающее крыло имеет определенные преимущества.

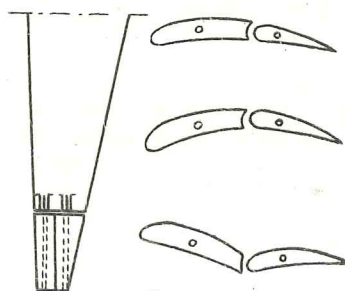
Проводившиеся в Англии опыты с самолетом



Фиг. 8. Решетчатый конец крыла, предложенный В. Шмидтом, исключает появление авторотации (германская спецификация патентов №№ 661, 746, 1934 г.).

Элементы b в конце крыла a могут вращаться относительно расположенных по размаху осей c , так что в условиях нормального полета может образоваться целый профиль

„Птеродактиль“ МК-IV показали медленный штопор при задней центровке и более быстрый и крутой при передней центровке, причем в первом случае выход из штопора осуществлялся медленнее. У самолетов обычной конструкции заднее положение центра тяжести обычно влечет за собой более быстрый штопор и более медленный выход из него. Однако в отношении „Птеродактиля“ МК-IV следует иметь в виду, что на смещение центра тяжести оказывало влияние соответствующее изменение угла стреловидности в плане (почти на 5°), что не могло не отразиться на характере штопора. Кроме того, было установлено, что возникновению штопора сильно способствовало лобовое сопротивление опускающегося контроллера. При испытании „Птеродактиля“ не наблюдалось никакой тенденции к плоскому штопору и достигавшиеся углы атаки редко превышали 45° . Быстрый крутой штопор происходил при углах атаки порядка 30° .



Фиг. 9. Орган управления на конце крыла, состоящий из двух элементов, вращающихся вокруг расположенных по размаху осей (германская спецификация патентов №№ 526, 343, 1929 г., составленная фирмой Мессершмитт). Целью являлось обеспечение управления креном при больших углах атаки

Характерным отличием техники пилотирования „Птеродактиля“ от техники пилотирования самолета обычной конструкции является то, что выход из штопора осуществлялся не рулем поворота, а элеронами: рули поворота при этом были мало эффективны. Даже увеличение вдвое площади шайб на концах крыльев не дало возможности осуществить вход в штопор с помощью одного руля поворота (при исходном положении контроллеров) или выход из него с помощью противоположного руля. Штопор мог начинаться лишь при действии элеронов на критических углах атаки [40].

Для гарантирования выхода из штопора к элеронам было присоединено устройство, уравновешивавшее усилия на ручке управления, создаваемые отклонением контроллеров. Устройство это действовало под влиянием центробежной силы. Выход из штопора с этим приспособлением никаких затруднений не вызывал.

Поскольку нигде не встречается указаний о плоском штопоре бесхвосток, можно предположить, что самолеты этого типа ему не подвержены.

Планирование на критических углах атаки

Бесхвостый самолет легко может обеспечить возможность планирования и посадку на критических углах атаки. Эта возможность была доказана.

Хилл положительно отзывался об эффекте „подушки“ самолета „Птеродактиль“ МК-I, кото-

рый гарантировал удачные посадки. У обычных самолетов, но со стреловидными крыльями автор неоднократно замечал определенное влияние земли, в результате которого появлялись благоприятные кабрирующие моменты как раз в момент, нужный для выравнивания¹.

Вполне вероятно, что может быть создана своего рода аэродинамическая автоматичность для облегчения посадок, с использованием эффекта подушки у стреловидных крыльев бесхвосток.

Для осуществления планирования на критических углах атаки наиболее важным фактором является наличие демпфирования крена $M_{\dot{x}}^{\omega}$ ². У прямых крыльев эти производные устойчивости изменяют знак вблизи срыва потока и стремятся вызвать резкую неустойчивость (авторотацию). Комбинация стреловидности в плане и закрутки крыла является одним из обычных средств, препятствующих этому явлению.

Контуры крыльев, более полные у концов, также характеризуются лучшим демпфированием при крене.

Устойчивые профили, на подобие применяемых для категории „летающей доски“, обычно имеют очень плоскую вершину кривой подъемной силы. Вследствие этого основная составляющая $M_{\dot{x}}^{\omega}$, а

именно, коэффициент $\frac{dc_y}{d\alpha} + c_x$ редко может стать отрицательным на углах атаки за срывом. Эта выгодная особенность, видимо, отмечалась на самолете конструкции Фовеля. Малое относительное удлинение улучшает демпфирование крена. Другим обычным условием для выполнения планирования на критических углах атаки является обеспечение мощного управления рулем поворота [45]. Бесхвостые самолеты типа „стрелы“ могут несколько уменьшить эту необходимость. У прямого крыла производная поперечного момента по боковому скольжению $M_{\dot{x}}^{\beta}$ увеличивается примерно на 75% при достижении критического режима; у крыла со стреловидностью в плане, равной 30°, увеличение составляет только около 45%. Вследствие этого движение крена становится менее чувствительным к боковому скольжению. Более того, стреловидность в плане и отрицательная закрутка улучшают флюгерную устойчивость M_y^{β} при срыве потока. В то время, как плоское прямое крыло на этом режиме утрачивает отрицательную величину M_y^{β} , стреловидность в плане увеличивает ее почти в четыре раза ([8], стр. 6). Это совпадает с результатами экспериментов, проведенных Стевенсом и Коэнсом ([40], стр. 6), а также и с наблюдениями Липпиша. В результате, несмотря на то, что контроллеры (элероны) испытанных самолетов подвергались действию обратных моментов рыскания, эти

самолеты оказались управляемыми при планировании на критических углах атаки. В этом отношении система „летающей доски“ обладает меньшими преимуществами. При наличии поперечного V влияние стреловидности на поперечный момент сказывается несколько по-иному [18]. Боковое скольжение на критических углах в этом случае оказывает значительно меньшее влияние на поперечную устойчивость.

Хилл ссылаясь на тот же факт [36]. Составляющие потока по размаху являются причиной как этого явления, так и возникновения преждевременного срыва у некоторых контуров крыльев.

Планированием на критических углах атаки не заменить приспособлений для увеличения подъемной силы. Однако применение таких приспособлений на бесхвостых самолетах является затруднительным из-за необходимости уравнивания дополнительных пикирующих моментов, ими вызываемых. При планировании на критическом угле атаки скорость по траектории полета зависит от величины равнодействующей силы, действующей на самолеты:

$$c_a = \sqrt{c_y^2 + c_x^2}.$$

Эта скорость меньше минимальной горизонтальной скорости при наименьшем коэффициенте подъемной силы. Таким образом, в отдельных случаях можно предпочесть безопасное планирование на критическом угле атаки вместо того, чтобы усложнять конструкцию приспособлениями, увеличивающими подъемную силу.

Одной из основных особенностей „безопасного самолета“ является применение только двух аэродинамических органов управления. Это осуществляется либо с помощью только двух органов управления или путем взаимного соединения двух или трех обычных органов управления таким образом, чтобы они действовали вместе автоматически. К числу первых относятся самолеты Денна, не имеющие управления рулем поворота, и „Летающая блоха“ Минье, у которой отсутствовали элероны. Позднее стали предпочитать соединение двух органов управления. Устранение элеронов как непосредственного управления креном, создающего благоприятные моменты крена и плохие моменты рыскания, повидимому, было бы приемлемо для бесхвостого самолета. Однако Р. Джонс [46] показал, что, если рассматривается устойчивость бокового движения, желательнее устранить руль поворота, сохраняя руль высоты и элероны. Фактическое отклонение траектории полета относительно земли чаще осуществляется посредством крена, чем с помощью руля поворота. Боковое движение обычно более устойчиво при вынужденном крене.

Устранение руля поворота представляет собой определенное преимущество для бесхвостых самолетов в конструктивном отношении. Условием для применения подобного двухрулевого управления является наличие элеронов, которые не создают обратных моментов рыскания, так как только с помощью применения благоприятных добавочных моментов относительно вертикальной оси может быть осуществлен разворот с правиль-

¹ Влияние земли на скос потока и на хвостовое оперение повлекло бы за собой пикирующие моменты.

² В качестве следующего по важности условия для непосредственного демпфирования при крене Вейк и Джонс (NASA Techn. Rep. 570) приводят для минимального демпфирования выражение: $M_{\dot{x}}^{\omega} M_{\dot{y}}^{\omega} + M_{\dot{x}}^{\omega} M_{\dot{y}}^{\omega}$. Это выражение существенно для управляемости на больших углах атаки.

ным креном. Кроме того, требуется достаточно большая положительная степень флюгерной устойчивости, которая, соответственно, обуславливает необходимую степень демпфирования рыскания, когда свободное (т. е. невынужденное) рыскание координируется с креном. Хотя бесхвостый самолет по своей конструкции приспособлен к применению двух органов управления, повидимому, все еще существуют препятствия, которые нужно преодолеть для достижения удовлетворительной боковой устойчивости. Большинство прежних экспериментальных самолетов действительно оказалось неудовлетворительным в этом отношении.

Для быстрой и правильной реакции на отклонение элеронов при рыскании имеет значение производная момента рыскания, вызываемая креном $M_y^{\omega_y} = \frac{\partial M_y}{\partial \omega_x}$. При малых и средних углах атаки эта производная обычно оказывается отрицательной, т. е. она ведет к заносу вперед опускающегося крыла, тогда как при очень малых углах атаки и на углах атаки вблизи критического можно ожидать, как упоминалось выше, положительных величин. Если бы представилась возможность обеспечить такие органы управления, которые могли бы с помощью аэродинамического эффекта перекрыть всякую отрицательную величину $M_y^{\omega_y}$, создаваемую крыльями, то применение такой системы управления оказалось бы целесообразным на некоторых бесхвостых самолетах. В настоящее время эта задача остается практически не решенной. Все приспособления, предлагавшиеся до сего времени, или еще не были испытаны, или отличались серьезными недостатками.

Р. Джонс [46] ввел понятие „явной“ флюгерной устойчивости:

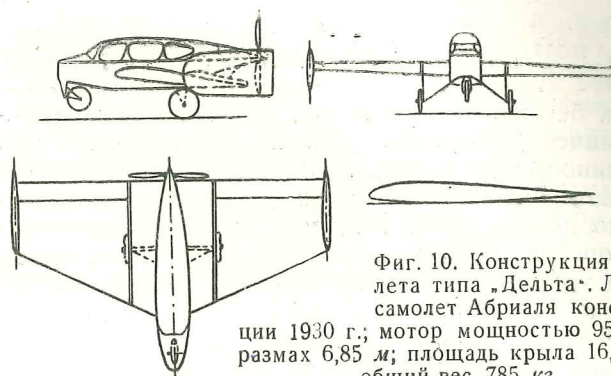
$$M_y^{\beta} - k M_x^{\beta}$$

и „явного демпфирования при рыскании“:

$$M_y^{\omega_y} - k M_x^{\omega_y},$$

где

$$k = \frac{M_y^{\beta}}{M_x^{\beta}} =$$



Фиг. 10. Конструкция самолета типа „Дельта“. Легкий самолет Абриаля конструкции 1930 г.; мотор мощностью 95 л. с.; размах 6,85 м; площадь крыла 16,07 м²; общий вес 785 кг

БИБЛИОГРАФИЯ

1. A. Lippisch. Yearbook 1937 of Deutsche Luftfahrtforsch., p. 1/300.
2. B. V. Korvin-Kroukowsky. Aviation, 1925, p. 462.
3. H. A. Pearson and R. T. Jones. NACA, Techn. Rep. 635.
4. A. S. Batson and H. B. Irving. R. & M. 715.
5. G. Richter. Lufo, vol. 16, 1939, p. 112.
6. S. Hoerner. Lufo, vol. 16, 1939, p. 178.
7. W. S. Diehl. Engineering Aerodynamics, New-York, 1940.
8. H. Blenk. DVL, Yearbook 1929, p. 186.
9. Les Ailes, 3/XI 1938, p. 12.
10. F. L. Thompson. NACA Lecture, Aeroplane, April 1940, p. 530.
11. H. Winter. Thesis Yearbook 1937 of Deutsche Luftfahrtforschung, p. 1/304.
12. F. S. Barnwell. Flight, 1926, p. 308a.
13. B. M. Jones. Vol. V, p. 111, of Durand, „Aerodynamic Theory“.
14. Fr. Wenk. Yearbook 1936, Deutsche Lilienthal Gesellsch., p. 549.
15. R. T. Jones. NACA, Techn. Rep. 638.
16. Busemann. Lufo, vol. 12, 1935, p. 215.
17. H. B. Irving. J. Roy. Aeron. Soc. 1937, p. 223.
18. A. Betz. Vol. IV, p. 94, of Durand, „Aerodynamic Theory“.
19. G. Matthias. ZFM, 1932, p. 225.
20. A. Baumann. ZFM, 1921, p. 212.
21. Les Ailes, 13/X 1938, p. 13.
22. Ch. Fauvel. L. Aéroophile. April 1935, p. 116.
23. Brit. Patent Specification. № 3608 of 1897.
24. Hubert. Yearbook 1937 of Deutsche Luftfahrtforsch., p. 1/137.
25. P. P. Krassilshchikov. ZAH, Report № 58, 1930.
26. O. Flachsbarth. ZAMM, vol. 11. 1931. p. 411.

1939, p. 312;
431; J. Aeron.
10/I 1919, in
Berlin, 1920,
p. 519.
1577.

ОПЕЧАТКИ

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
70	26 сверху справа	наименьшем	наибольшем	Редактора
71	17 сверху слева	$M_y^{\omega_y}$	$M_y^{\omega_x}$	„
71	27 сверху слева	$M_y^{\omega_y}$	$M_y^{\omega_x}$	„

силы лишь при полете на критических углах атаки. У бесхвосток с законцовками в виде конической поверхности или диффузора элероны можно устанавливать на концах крыльев, которые имеют значительную отрицательную закрутку и вследствие этого даже в случае срыва потока не попадают на режим большой подъемной силы.

39. Flugz. 1934, p. 30.
40. A. V. Stevens and J. Cohen. R. & M. 1576.
41. S. H. Ober. NACA. Techn. Note 319.
42. F. S. Barnwell. Flight, 1928, p. 834a.
43. Wilh. Schmidt. ZFM, 1931, 546.
44. O. Schrenk. ZFM, 1929, p. 553.
45. A. R. C. Stability and control Panel. R. & M. 1000.
46. R. T. Jones. NACA, Techn. Rep. 579.

ным креном. Кроме того, требуется достаточно большая положительная степень флюгерной устойчивости, которая, соответственно, обуславливает необходимую степень демпфирования рыскания, когда свободное (т. е. невынужденное) рыскание координируется с креном. Хотя бесхвостый самолет по своей конструкции приспособлен к применению двух органов управления, повидимому, все еще существуют препятствия, которые нужно преодолеть для достижения удовлетворительной боковой устойчивости. Большинство прежних экспериментальных самолетов действительно оказалось неудовлетворительным в этом отношении.

Для быстрой и правильной реакции на отклонение элеронов при рыскании имеет значение производная момента рыскания, вызываемая креном

$$M_y^{\omega_y} = \frac{\partial M_y}{\partial \omega_x}$$

атаки эта производная обычно оказывается отрицательной, т. е. она ведет к заносу вперед опускающегося крыла, тогда как при очень малых углах атаки и на углах атаки вблизи критического можно ожидать, как упоминалось выше, положительных величин. Если бы представилась возможность обеспечить такие органы управления, которые могли бы с помощью аэродинамического эффекта перекрыть всякую отрицательную величину $M_y^{\omega_y}$, создаваемую крыльями, то применение такой системы управления оказалось бы целесообразным на некоторых бесхвостых самолетах. В настоящее время эта задача остается практически не решенной. Все приспособления, предлагавшиеся до сего времени, или еще не были испытаны, или отличались серьезными недостатками.

Р. Джонс [46] ввел понятие „явной“ флюгерной устойчивости:

$$M_y^{\delta} - k M_x^{\delta}$$

и „явного демпфирования при рыскании“:

$$M_y^{\omega_y} - k M_x^{\omega_y},$$

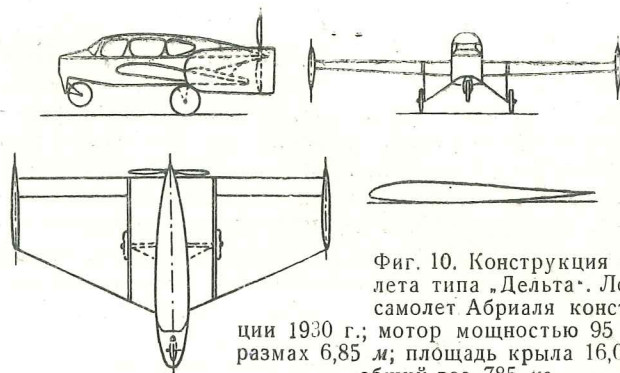
где

$$k = \frac{M_y^{\delta}}{M_x^{\delta}} =$$

$$= \frac{\text{момент рыскания, вызываемый отклонением элерона } \delta}{\text{момент крена, вызываемый отклонением элерона } \delta},$$

и указал пределы для k , исключаящие применение двух органов управления. Коэффициент k достигает этих пределов при больших коэффициентах подъемной силы крыла. Вследствие этого элероны, расположенные в тех частях крыла, которые испытывают влияние большой подъемной силы, оказываются непригодными для системы с двумя органами управления.

У бесхвостых самолетов типа „стрелы“ и „Дельты“ элероны крепятся к концам крыльев, достигающих больших коэффициентов подъемной силы лишь при полете на критических углах атаки. У бесхвосток с законцовками в виде конической поверхности или диффузора элероны можно устанавливать на концах крыльев, которые имеют значительную отрицательную закрутку и вследствие этого даже в случае срыва потока не попадают на режим большой подъемной силы.



Фиг. 10. Конструкция самолета типа „Дельта“. Легкий самолет Абриаля конструкции 1930 г.; мотор мощностью 95 л. с.; размах 6,85 м; площадь крыла 16,07 м²; общий вес 785 кг

БИБЛИОГРАФИЯ

1. A. Lippisch. Yearbook 1937 of Deutsche Luftfahrtforsch., p. 1/300.
2. B. V. Korvin-Kroukowsky. Aviation, 1925, p. 462.
3. H. A. Pearson and R. T. Jones. NACA, Techn. Rep. 635.
4. A. S. Batson and H. B. Irving. R. & M. 715.
5. G. Richter. Lufo, vol. 16, 1939, p. 112.
6. S. Hoerner. Lufo, vol. 16, 1939, p. 178.
7. W. S. Diehl. Engineering Aerodynamics, New-York, 1940.
8. H. Blenk. DVL, Yearbook 1929, p. 186.
9. Les Ailes, 3/XI 1938, p. 12.
10. F. L. Thompson. NACA Lecture, Aeroplane, April 1940, p. 530.
11. H. Winter. Thesis Yearbook 1937 of Deutsche Luftfahrtforschung, p. 1/304.
12. F. S. Barnwell. Flight, 1926, p. 308a.
13. B. M. Jones. Vol. V, p. 111, of Durand, „Aerodynamic Theory“.
14. Fr. Wenk. Yearbook 1936, Deutsche Lilienthal Gesellsch., p. 549.
15. R. T. Jones. NACA, Techn. Rep. 638.
16. Busemann. Lufo, vol. 12, 1935, p. 215.
17. H. B. Irving. J. Roy. Aeron. Soc. 1937, p. 223.
18. A. Betz. Vol. IV, p. 94, of Durand, „Aerodynamic Theory“.
19. G. Matthias. ZFM, 1932, p. 225.
20. A. Baumann. ZFM, 1921, p. 212.
21. Les Ailes, 13/X 1938, p. 13.
22. Ch. Fauvel. L. Aérophile. April 1935, p. 116.
23. Brit. Patent Specification. № 3608 of 1897.
24. Hubert. Yearbook 1937 of Deutsche Luftfahrtforsch., p. 1/137.
25. P. P. Krassilshchikoff. ZAH, Report № 58, 1930.
26. O. Flachsbarth. ZAMM, vol. 11, 1931, p. 411.
27. W. Mangler. Lufo, vol. 14, 1937, p. 564.
28. W. Mangler. Lufo, vol. 16, 1939, p. 219.
29. B. S. Shenstone. Aircraft Engineering, 1939, p. 312; p. 442.
30. W. Fiedler. Flugsp., 1934, p. 27.
31. C. H. Zimmermann. NACA, Techn. Rep. 431; J. Aeron. Sci., vol. 11, № 4.
32. German Patent Specification № 324075 of 10/I 1919, in the name of Luft-Verkehrs-Gesellschaft.
33. H. G. Bader. Grundlagen der Flugtechnik, Berlin, 1920, p. 116.
34. C. Bichteler. Lufo, vol. 12, 1935, p. 134.
35. J. Nehring. ZFM, 1928, p. 12.
36. A. Lippisch. Flugsp., 1929, p. 418.
37. G. T. R. Hill. J. Roy. Aeron. Soc., 1926, p. 519.
38. A. S. Barson and J. E. Serby. R. & M. 1577.
39. M. Schrenk. ZVD, vol. 76, 1932, p. 63.
40. Flugsp. 1934, p. 93.
41. A. V. Stevens and J. Cohen. R. & M. 1576.
42. S. H. Ober. NACA. Techn. Note 319.
43. F. S. Barnwell. Flight, 1928, p. 834a.
44. Wilh. Schmidt. ZFM, 1931, 546.
45. O. Schrenk, ZFM, 1929, p. 553.
46. A. R. C. Stability and control Panel. R. & M. 1000.
47. R. T. Jones. NACA, Techn. Rep. 579.

УПРАВЛЯЕМОСТЬ БЕСХВОСТОГО САМОЛЕТА¹

Требования к управлению

На бесхвостых самолетах все известные аэродинамические органы управления обладают той особенностью, что они, кроме основных моментов, создают еще дополнительные моменты относительно других осей. Так, например, горизонтальные органы управления, образующие часть крыла у его концов при нормальной или обратной стреловидности создают при дифференциальном их отклонении не только моменты крена, но также моменты рыскания и продольные моменты. Рули направления, выполненные в виде концевых шайб, создают не только моменты рыскания, но могут также вызывать моменты крена и даже продольные моменты. Подобные дополнительные моменты могут оказывать в зависимости от системы управления как неблагоприятное, так и благоприятное влияние на предполагаемый маневр.

Однако, к сожалению, дополнительные моменты, создаваемые большинством аэродинамических органов управления, применяемых в настоящее время, оказывают неблагоприятное влияние. В случае обычных самолетов такие неблагоприятные дополнительные моменты необходимо учитывать лишь в отношении управления элеронами; в случае же бесхвостых самолетов им следует уделять большее внимание. Этим объясняются многие неудачи при попытках достигнуть маневренности, соответствующей стандартным понятиям, и объединить функции двух или даже трех органов управления в одной системе.

Другим важным отличием от обычных самолетов является то, что в случае бесхвостых самолетов отклонение органов управления может оказать серьезное влияние на балансировку и устойчивость. При применении органов управления, являющихся частью задней кромки, это вызывает необходимость сохранения эффективной отрицательной закрутки крыла и некоторой минимальной S-образности средней линии профиля крыла для всех положений и комбинаций органов управления. Эти последние требования могут вызвать необходимость применения стопоров в системе управления.

Поэтому для дальнейшего развития бесхвостого самолета особенно существенно изучение усовершенствованных и новых органов управления.

То обстоятельство, что бесхвостые самолеты дают весьма успешные результаты в руках опытных летчиков-испытателей, имеющих в своем распоряжении обычные органы управления, не должно устранять необходимости будущего исследования в указанном направлении.

Так как скорости самолетов типа „летающее крыло“ будут весьма высоки, необходимо будет решать проблемы управляемости с учетом влияния сжимаемости.

Самолет должен легко управляться в любой момент и в любых условиях полета, независимо от продольной балансировки, и ни при каких обстоятельствах не должен терять управляемости.

Функции органов управляемости самолета могут быть определены следующим образом:

- a) создание необходимых для выполнения фигур угловых ускорений относительно трех осей;
- b) продольная балансировка самолета при различной центровке и различном положении дроселя при прямолинейном и криволинейном полете;
- c) восстановление положения самолета после того, как это положение нарушено.

Для выполнения этих трех функций органы управления должны удовлетворять следующим условиям:

1. Непосредственная реакция, т. е. отсутствие запаздывания между отклонением органа управления и началом углового ускорения.

2. Непосредственное действие управления, т. е. немедленное возникновение моментов управления после соответствующего отклонения органа управления независимо от углового движения самолета, а также мгновенное исчезновение моментов при возвращении органа управления в нейтральное положение (отсутствие инертности и плавная работа).

Вейк и Р. Т. Джонс [1] выработали следующее условие в отношении инертности элеронов: угол виража, достигаемый через 0,5 секунды после внезапного отклонения элерона, должен составлять минимум $\frac{1}{3}$ угла, достигаемого через секунду, принимая за исходное время момент, когда элерон достигает половины полного угла отклонения.

3. Пропорциональность эффективности управления и угла отклонения рычага управления.

4. Небольшие усилия на ручку при всех скоростях, а также отсутствие заклинивания на больших скоростях при горизонтальном полете и при пикировании.

5. Пропорциональность между усилием и ходом ручки на всем диапазоне углов отклонения органов управления наряду с отсутствием этих усилий, когда орган управления на некотором режиме находится в нейтральном (сбалансированном) положении.

6. Достаточная эффективность на критическом и закритическом режимах, а также при рулежке, взлете и посадке.

7. Слабая чувствительность управления на высоких скоростях и при пикировании (малые передаточные числа и вследствие этого небольшие отклонения органов управления).

8. Отсутствие флаттера, вибрации и люфта в системе управления, а также отсутствие заедания, вызываемого обледенением.

9. Надлежащие приспособления для продольной балансировки, обеспечивающие возможность

¹ Aircraft Engineering, 1945, May, v. 17, № 195, p. 133; Aircraft Engineering, 1945, Aug., v. 17, № 198, p. 273.

полета с брошенным управлением при любой комбинации положения дросселя и центровки.

10. Пригодность для установки автопилота.

11. Гармоничность трех органов управления в отношении усилий на ручку и чуткости управления.

Для бесхвостого самолета эта гармоничность не должна быть обязательно такой же, какая желательна для самолетов обычных типов, так как по указанным выше причинам техника пилотирования бесхвостых самолетов может отличаться от современных стандартов.

12. Направленность усилий на ручке управления в сторону, обратную потребному отклонению ручки.

13. Действие приспособлений для увеличения подъемной силы или аэродинамических тормозов не должно нарушать нормальных характеристик управления и должно вызывать лишь небольшое изменение продольной балансировки.

14. Сохранение минимальной устойчивости независимо от шарнирных моментов, весовой балансировки и моментов инерции органов управления или трения в системах управления.

15. Независимые органы управления, т. е. отсутствие дополнительных моментов управления. В случае же двухрулевого управления присутствие благоприятных дополнительных моментов управления, способствующих выполнению требуемого маневра.

16. Независимость действия управления и усилий на ручку от положения дросселя.

17. Надлежащая эффективность управления, достаточная для того, чтобы в любое время создать моменты, большие тех, которые могут возникнуть при любой возможной регулировке приспособлений для продольной балансировки, аэродинамических тормозов или приспособлений для увеличения подъемной силы. Эта эффективность не должна быть связана с чрезмерными усилиями на ручке даже в неспокойную погоду [2].

18. Эффективность управления в отношении быстрого выхода из штопора.

Устойчивость и управляемость

При рассмотрении зависимости между устойчивостью и управляемостью следует помнить, что только нейтральная устойчивость позволяет совершать полеты в различных положениях и на различных скоростях без изменения продольной балансировки.

Положительная или отрицательная статическая устойчивость вызывает необходимость изменения продольной балансировки или применения органа управления для любого отклонения от режима, соответствующего состоянию равновесия. Вследствие этого, чем больше положительная устойчивость, тем больше требуется момент управления или продольной балансировки. С. Б. Гэйтс [3] положил этот факт в основу удобного метода определения продольной устойчивости, имеющего универсальное применение. Поэтому чрезмерная статическая устойчивость (относительно любой оси) означает большие и мощные органы управления,

а также большие усилия на ручку и большие отклонения органов управления. При этом понижается экономичность полета, так как самолет под влиянием атмосферных возмущений движется по зигзагообразной траектории, а не по прямому курсу.

Вейк и Р. Т. Джонс [4] подвергли анализу боковую управляемость с помощью расчетов движения методом последовательных приближений; при этом использовались результаты большого числа испытаний в аэродинамической трубе и летных испытаний.

Было установлено, что расчетные вынужденные движения крена и рыскания, вызываемые внезапным отклонением элерона, хорошо совпадают с замерами в полете. Были также исследованы условия на критическом режиме и при круговом полете.

За относительный критерий эффективности элерона был взят угол виража, достигаемый через секунду после отклонения элерона. Было установлено, что этот критерий пропорционален (в пределах достаточной точности) сумме двух величин—статического момента крена и момента рыскания элеронов. Было установлено, что дополнительный момент рыскания элеронов оказывает большое влияние на движение самолета даже при углах атаки значительно меньших критического. Неблагоприятные дополнительные моменты рыскания оказывают меньшее влияние на управление элеронами при большом моменте инерции относительно нормальной оси (Y); в этом отношении бесхвостые самолеты сходны с обычными самолетами такого же размаха и с таким же распределением веса по размаху. Поперечное V делает поперечное управление менее эффективным, когда элероны создают неблагоприятные моменты рыскания. Установлено, что для совершения поворотов без бокового скольжения требуется управление креном, вызывающее практически нулевые моменты рыскания для минимального отклонения руля направления.

Из вышесказанного следует, что управление при рыскании является самым слабым местом для бесхвостых самолетов. Вследствие этого неблагоприятные дополнительные моменты рыскания должны быть подвергнуты наиболее серьезному изучению.

Усовершенствование управления на бесхвостых самолетах

Р. Харт (1870 г.), имея ясное представление относительно функций элеронов, ввел управление рулем высоты, но не предусмотрел руля направления. А. Пено (1871 г.) не создавал, повидимому, значения или необходимости управления креном, но знал возможности горизонтальных тормозных рулей направления на концах крыла.

Бесхвостый моноплан Клемента Адера конструкции 1890 г. имел три органа управления для поворота самолета относительно трех связанных осей. Однако применявшиеся органы управления были несколько необычны; одновременное раздвижение или складывание крыла вызывало продоль-

ные моменты и соответственное изменение подъемной силы, а рыскание осуществлялось уменьшением тяги одного из двух боковых винтов. Моменты крена создавались перекашиванием; эта идея возникла у Адера после появления работы Муйяра [5].

Многие из первых экспериментаторов не думали об управлении с помощью аэродинамических приспособлений. Исходя из предположения, что проектируемые ими самолеты будут самоустойчивыми, они пытались изменить направление траектории полета посредством рационального использования тяги винтов.

Кроме Харта и Адера, Этрих и Велс пытались обеспечить боковую управляемость применением сдвоенных винтов, приводимых в действие посредством дифференциальной передачи от мотора.

Идея Вейсса и Денна по существу сводилась к этому же: оба они пытались применять винты вместо руля направления. Эти идеи использования дросселя или поворота оси винтов для управления являются технически осуществимыми, однако такое управление не эффективно при планировании и в случае отказа мотора.

Таким образом, практически до настоящего времени для управления бесхвостыми самолетами применяются чисто аэродинамические приспособления. Однако это не исключает возможности применения других приспособлений в будущих конструкциях.

Продольное управление посредством перемещения центра тяжести

Одно время некоторые экспериментаторы применяли управление, которое не было основано на аэродинамическом действии органов управления; это управление осуществлялось перемещением центра тяжести в полете. Этот метод продольного управления, однако, можно применять лишь с обязательным условием соблюдения статической устойчивости. При этом перемещение центра давления становится непосредственным критерием продольной устойчивости на всех углах атаки. Этот метод применялся на некоторых первых бесхвостых планерах и самолетах. По патенту профессора Х. Райсснера [6] 1907 г. подъемная сила и скорость могут быть изменены перемещением всей gondoly с летчиком и винтомоторной установкой вдоль крыла. Другие экспериментаторы передвигали в продольном или поперечном направлении летчика или мотор.

Идея подобного продольного управления как балансировки бесхвостого самолета не является такой абсурдной, как может показаться на первый взгляд. О ней упоминалось в одном из патентов, полученном совсем недавно.

Однако она может быть осуществлена лишь в том случае, когда самое крайнее положение центра тяжести не находится за фокусом всей системы. Однако если самолет имеет удовлетворительную продольную устойчивость на всем диапазоне регулировки, то этот метод вполне приемлем для продольного управления и должен учитываться конструкторами.

В связи с этим заслуживает внимания использование баков и связанных с ним приспособлений для продольной балансировки.

Изменение стреловидности оказывает такой же эффект, как и непосредственное перемещение центра тяжести. Этот метод не только неоднократно предлагался, но и применялся с экспериментальной целью на обычных самолетах и планерах. Действительно весьма часто в период доводки самолета в целях изменения центровки у крыла менялась стреловидность.

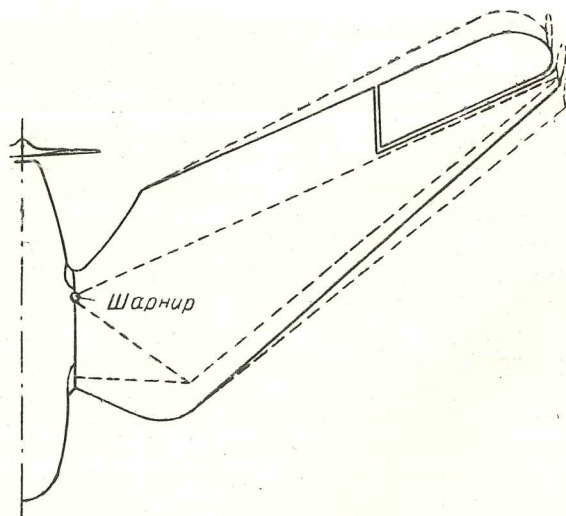
Луи Муйяр (1834—1897), который впервые ввел стреловидность, видел в этом методе средство изменения скорости полета, т. е. орган управления. Он предложил крепить на шарнирах крылья к фюзеляжу и придавать им обратную стреловидность для малой скорости и нормальную стреловидность для большой скорости. Муйяр, однако, не предполагал, чтобы угол стреловидности для устойчивости был постоянным [8].

Этот же метод продольного управления применялся на планере-моноплане Зейсса и Неземанна, на котором производились эксперименты во время планерных состязаний на Рэне в 1921 г. Вследствие плохой эффективности этого метода управления при небольших углах атаки (большое перемещение центра давления при применении профилей обычной кривизны) он считался опасным и явился причиной аварии [9].

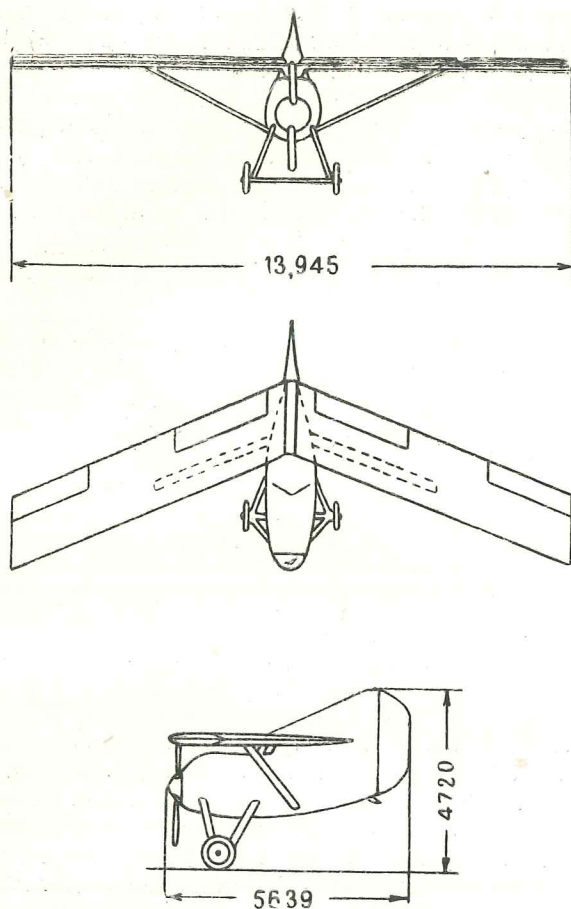
Аналогичная идея управления была предметом патентов Ниакаса [10], а также Протена и Конталя [11].

В качестве средства регулировки продольной балансировки Хилл ввел изменение угла стреловидности на самолете Вестланд Хилл „Птеродактиль“ МК-IV. Изменение угла стреловидности составляло $4^{\circ},75$, что соответствовало перемещению центра тяжести на 11,3—19,7% средней хорды крыла, т. е. полному изменению, равному примерно 178 мм [12] (фиг. 1).

В качестве средства регулировки продольной балансировки изменение стреловидности является,



Фиг. 1. Изменение угла стреловидности для продольной балансировки. Самолет Вестланд Хилл „Птеродактиль“ МК-IV



Фиг. 2. Органы управления на моноплане Ланд-верлен-Беррер с раздельными рулями высоты и элеронами, хвостовым килем малого удлинения и рулем направления в потоке от винта.
Мотор мощностью 700 л. с.

повидимому, эффективным, хотя оно кажется нежелательным в конструктивном отношении даже для подкосных конструкций.

Управление рысканием

На большинстве бесхвостых самолетов все еще применяется вертикальное оперение, расположенное в центре. Его функции такие же, как и у обычных самолетов. Недостатком такого оперения является срыв потока с киля, ограничивающий действие руля направления. Однако ввиду малого удлинения вертикального оперения (фиг. 2) явление срыва будет иметь место лишь при очень больших углах скольжения.

Срыв потока с концевых шайб, к которым укреплены рули поворота, не оказывает действия на эффективность рулей поворота, так как они используют равнодействующую аэродинамическую силу. Однако на них может оказать неблагоприятное влияние срыв потока с конца крыла.

Так как рули направления являются единственным аэродинамическим управлением самолета при взлете и посадке, то потеря их эффективности при малых скоростях, когда они не обдуваются струей от винта, является существенным

недостатком. При взлете имеет место переходная фаза, когда аэродинамическое управление рысканием еще слабое, а управление на земле уже неэффективно вследствие малой или недостаточной нагрузки на колеса шасси. Этот недостаток служит часто серьезной помехой для бесхвостых самолетов.

Аэродинамические тормозы и приспособления, аналогичные им

Применение вертикальных рулей направления является лишь одним из нескольких возможных методов управления рысканием. Еще не установлено, является ли эта система рулей наиболее выгодной для летающего крыла.

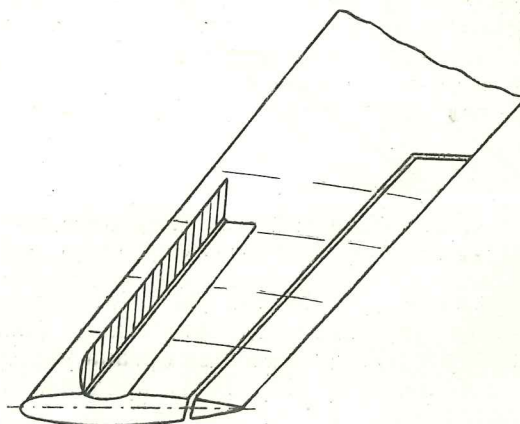
С давних пор наблюдается тенденция устранить на бесхвостых самолетах вертикальные органы управления рысканием. Эта тенденция основывается на том, что птицы и насекомые не имеют вертикального управления.

Кроме управления рысканием с помощью изменения тяги двух боковых винтов (Адер, Вейсс, Этрих-Велс и Денн) было испытано также поперечное перемещение центра тяжести (планер Этрих-Велс).

В качестве органов управления рысканием могут служить приспособления, вызывающие увеличение лобового сопротивления того конца крыла, где они вступают в действие.

Располагая богатым выбором методов решения этой задачи, можно разбить органы управления на две группы: на органы управления, вызывающие чистые моменты рыскания, и на органы управления, вызывающие, кроме того, и дополнительные моменты крена почти такой же величины.

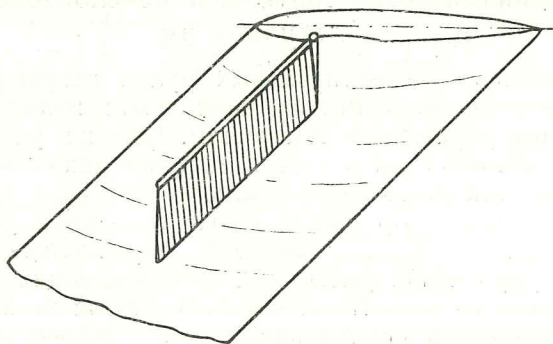
К первой группе органов управления, например, относится тормозная пластинка, отклоняющаяся на конце крыла поперек направления полета (фиг. 3 и 4). К этой же группе управления



Фиг. 3. Тормозной руль направления типа спойлера

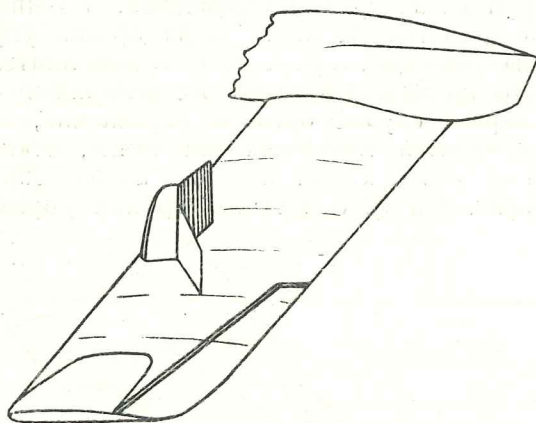
относится управление Зольденгоффа, состоящее из килей, расположенных у концов крыла, каждый из которых для создания путевого момента "расщепляется" на две половинки (фиг. 5). Эти расщепляющиеся рули направления находились практически на одной линии с поперечной осью, про-

ходящей через центр тяжести, так что при их действии не возникало никаких дополнительных моментов. Было установлено во время летных испытаний с шелковинками, что отклонение „расщепляющегося“ руля направления на 4° — 6° не вызывало значительного возмущения воздушного потока, обтекающего крыло. Плечо действия этого устройства Зольденгоффа было меньше, чем плечо концевых шайб.



Фиг. 4. Тормозной руль направления типа щитка-подкрылка

Действие „расщепляющихся“ рулей поворота оказалось, однако, малоэффективным. В процессе летных испытаний выявилась потеря эффективности управления рысканием на больших углах атаки, управляемость на вираже была неудовлетворительной, кроме того, нельзя было осуществить бокового скольжения при планировании.



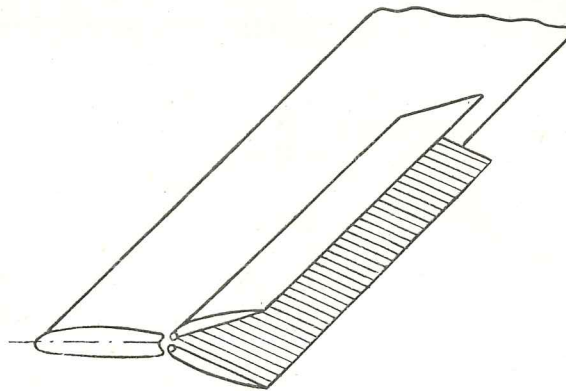
Фиг. 5. Тормозной руль направления, образуемый расщепляющимся килем

Аналогичное устройство было исследовано в Германском научно-исследовательском авиационном институте (DVL) в качестве органа управления углом планирования [13]. Было предложено также использовать это устройство как вспомогательный руль направления. К сожалению, не было исследовано запаздывание при действии расщепляющегося руля направления.

В отчете об испытании „расщепляющихся“ воздушных тормозов сообщалось, что это устройство оказалось достаточно эффективным для управления углом планирования.

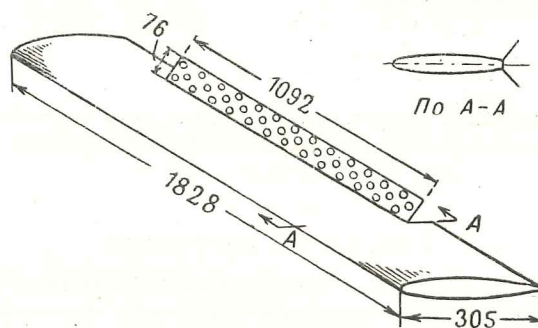
Ко второй группе органов управления нужно отнести расщепляющиеся горизонтальные закрыл-

ки, расположенные в плоскости крыла и являющиеся его частью. Такие закрылки (фиг. 6) вызывают дополнительные моменты крена, а при расположении их за центром тяжести также и дополнительные продольные моменты. Идея расщепляющихся горизонтальных закрылков для управления креном и рысканием была давным-давно осуществлена на биплане Робитша и Штальмана,



Фиг. 6. Тормозной руль направления, образуемый щитком-закрылком

построенном в 1911 г. При отклонении этих законцовок без расщепления достигалось управление креном, при их расщеплении возникали моменты рыскания, а при одновременном расщеплении обоих закрылков на левом и правом крыльях они действовали как аэродинамический тормоз [14]. Позднее бесхвостый планер „Шарлотта“ был снабжен расщепляющимися горизонтальными закрылками вместо вертикального руля направления. Аналогичное же устройство предложил Ж. С. Чик

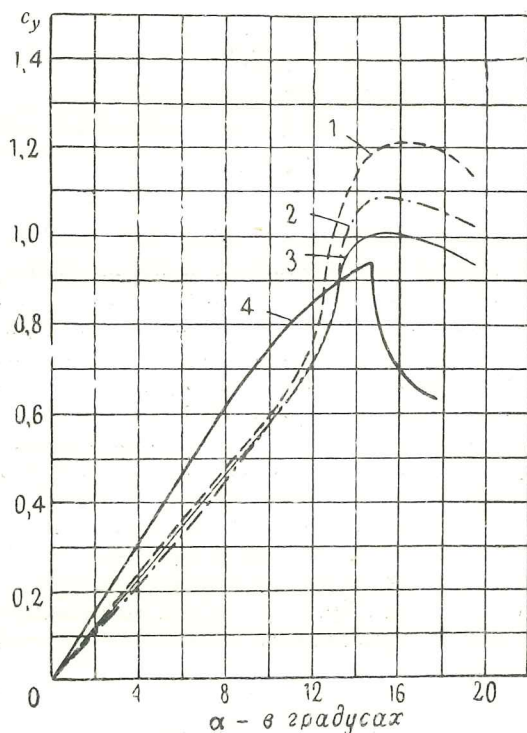


Фиг. 7. Перфорированный расщепляющийся закрылок, исследованный как аэродинамический тормоз (см. фиг. 8)

[15]. В одном из своих патентов Ш. Фовель предложил такое же тормозное устройство для продольной балансировки бесхвостых самолетов [19]. Это же устройство было испытано в аэродинамической трубе, когда Вейк и Венцингер проводили аэродинамические исследования элеронов, установленных над крылом в комбинации с щитками-закрылками. При этом было установлено, что возникают большие усилия на ручке.

Проведенное недавно в Америке исследование позволило лучше ознакомиться с этим рулем направления. Исследования показали, что расщепляющиеся щитки, образующие заднюю кромку крыла (фиг. 7), непригодны в качестве рулей направ-

ления, так как они могут вызвать дополнительную подъемную силу при отклонении их при критическом или близком к нему угле атаки, создавая тем самым неблагоприятные моменты крена [18]. Это нежелательное увеличение подъемной силы (фиг. 8) уменьшается, если на щитках имеются большие отверстия. Без таких отверстий при отклонении щитков коэффициент максимальной подъемной силы увеличивается примерно на 25%, а угол атаки, соответствующий этому коэффициенту, оказывается на 10% больше угла атаки обычного крыла. Таким образом, расщепляющиеся щитки представляют собой в действительности своеобразное приспособление для увеличения подъемной силы. При небольших же и средних углах атаки отклонение этих щитков вызывает соответствен-



1—без отверстий, 2—с небольшими отверстиями, 3—с большими отверстиями, 4—без закрылков

Фиг. 8. Подъемная сила при применении расщепляющегося закрылка с отверстиями и без них

ное уменьшение подъемной силы (т. е. уменьше-

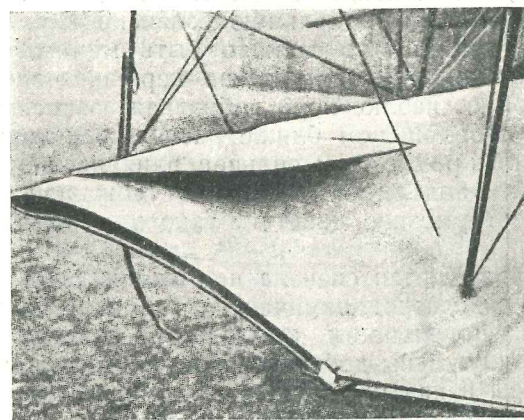
ние $\frac{dc_y}{d\alpha}$). Иными словами, в пределах этого диа-

пазона углов атаки данное приспособление удовлетворительно действует как руль направления. Тот факт, что такие щитки действовали нормально при испытаниях планера „Шарлотта“, свидетельствует, видимо, о том, что планер никогда не испытывался на углах атаки, близких к критическому. Такое резкое изменение поведения расщепляющихся горизонтальных щитков при переходе от малых углов атаки к критическому вызывается действием, оказываемым обоими щитками на циркуляцию крыла. При небольших и средних углах атаки влияние верхнего щитка является домини-

рующим. При больших углах атаки верхний щиток становится неэффективным, так как он действует в области, где уже произошел срыв пограничного слоя с верхней поверхности. Вместе с тем на больших углах атаки появляется влияние нижнего закрылка на циркуляцию (эффект обычного щитка-закрылка). Все это и вызывает переменное увеличение подъемной силы.

Это явление значительно уменьшается, хотя все еще остается заметным, при перенесении таких закрылков с задней кромки к передней. При расположении таких рулей направления на 30% хорды крыла, считая от передней кромки, они пригодны почти до критического угла атаки, но в этом случае можно ожидать запаздывания в их действии. Продольные моменты, вызываемые этим устройством, уменьшаются при наличии отверстий в щитках. Знак продольного момента противоположен знаку продольных моментов, вызываемых обычными щитками-закрылками, вследствие преобладающего влияния верхнего расщепляющегося закрылка. При расположении таких щитков в передней части крыла верхний расщепляющийся щиток действует, по существу, как спойлер или интерцептор, т. е. приспособление, которое нарушает циркуляцию на определенной части крыла и уничтожает тем самым и подъемную силу.

Производились эксперименты по использованию спойлеров в качестве рулей направления. Их явное преимущество заключается в том, что они создают моменты крена, которые всегда являются благоприятными; вследствие этого они прекрасно подходят для систем двухрулевого управления. Такие интерцепторы были впервые опробованы Вандомом на его биплане, построенном в 1909 г. (фиг. 9). Однако тормозные рули направления, отклоняемые на верхней поверхности крыла (фиг. 3), оказались малоэффективны. Они медленно действовали и вызывали в первый момент неблагоприятные обратные моменты крена. Кроме того, у самолетов со стрельчатым крылом сначала возникали большие отрицательные продольные моменты, которые затем меняли знак. Эти нежелательные влияния, которые на первый взгляд казались довольно неожиданными, так как предполагалось обратное явление, объяснялись возникнове-



Фиг. 9. Управление интерцептором на биплане Рауля Вандома, 1909 г.

нием дополнительной неустановившейся подъемной силы непосредственно после отклонения спойлера на крыле. В настоящее время явление неустановившейся подъемной силы при применении спойлеров хорошо известно [16]. Явление это наиболее сказывается при применении сильно изогнутых профилей крыльев или при отклонении щитков-закрылков на крыле. В момент отклонения спойлера подъемная сила не уменьшается, а сохраняется в течение значительного времени до срыва потока (за спойлером), нарушающего циркуляцию. Следствием этого для руля направления такого типа является возникновение начального момента крена, направление которого противоположно желаемому крену, и медленное действие (запаздывание) органа управления. Начальное изменение направления момента крена вызывается начальным увеличением подъемной силы, так как профиль при неустановившейся циркуляции от отклонения спойлера как бы приобретает большую кривизну и толщину. По этим причинам старались избегать отклонения тормозных рулей направления на верхней поверхности крыла в передней его части. Однако явление неустановившейся подъемной силы может быть устранено с помощью сквозной щели, идущей от нижней поверхности к верхней, непосредственно за спойлером, что устранит образование областей низкого давления за спойлером.

Другой способ устранить упомянутый дефект спойлера заключается в расположении аналогичных тормозов на нижней поверхности крыла (фиг. 4). Однако этот способ также оказывается неудовлетворительным из-за возникновения постоянно действующих моментов крена. Причину этого понять достаточно просто.

Тормоз действует на соответствующей части крыла подобно щитку-закрылку. Он увеличивает циркуляцию, придавая профилю большую кривизну и увеличивая наряду с этим эффективный угол атаки. Вызываемое этим увеличение подъемной силы создает неблагоприятный момент. Кроме того, отклонение такого щитка оказывает неблагоприятное действие на продольную балансировку. Степень этого влияния зависит в значительной степени от положения тормоза относительно задней кромки. Чем ближе он расположен к передней кромке, тем меньше нежелательное дополнительное влияние на продольную балансировку. У передней кромки оно должно быть минимальным. При применении спойлера на верхней поверхности крыла наблюдается обратная зависимость, иными словами, чем ближе расположен тормоз к передней кромке, тем сильнее влияние неустановившейся подъемной силы, но, к сожалению, тем больше тормозное действие такого руля направления.

Братья Хортен сначала применяли рули поворота в виде аэродинамических тормозов лишь на нижней поверхности крыла. Впоследствии они были вынуждены добавить такие же пластинчатые спойлеры и над крылом.

После продолжительного экспериментирования было установлено, что этот тормозной руль направления, состоящий из двух элементов, лучше

всего располагать на большем расстоянии от передней кромки. В нейтральном положении он должен быть заподлицо с обшивкой крыла. Элементы этого тормоза имели значительные размеры. Было установлено, что целесообразно ограничивать их полное отклонение пружинами во избежание внезапного возникновения больших моментов рыскания.

При одновременном отклонении обоих тормозов они действовали как эффективный аэродинамический тормоз, позволяя осуществлять крутое планирование при нормальных скоростях.

На планере „Хортен“ IV тормозные рули направления такого типа были расположены примерно на $\frac{1}{3}$ хорды, считая от передней кромки, и на таком расстоянии от продольной оси планера, чтобы не заменять своим действием элероны-рули высоты.

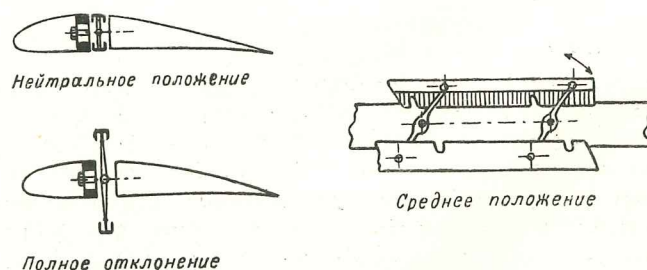
Тормоза состояли из перфорированных пластин. При отклонении тормозных пластин между ними и плоскостью крыла щелей не было.

Такая система управления рысканием обеспечивала значительную экономию веса конструкции, хотя проводка управления состояла из трубчатых тяг.

Специальное приспособление (коленчатый рычаг) предотвращал случайное использование руля направления как аэродинамического тормоза. В нейтральном положении щели на поверхности крыла плотно закрывались. Перфорированные отверстия в пластинах тормоза предотвращали вынужденные колебания крыла и вместе с тем не вызывали значительного уменьшения эффективности управления. Сравнительно небольшое влияние этих отверстий на лобовое сопротивление неоднократно подтверждалось испытаниями в аэродинамической трубе и летными испытаниями с применением аэродинамических тормозов.

На бесхвостках бр. Хортен эти тормозные рули направления применялись лишь для выполнения мелких тиражей.

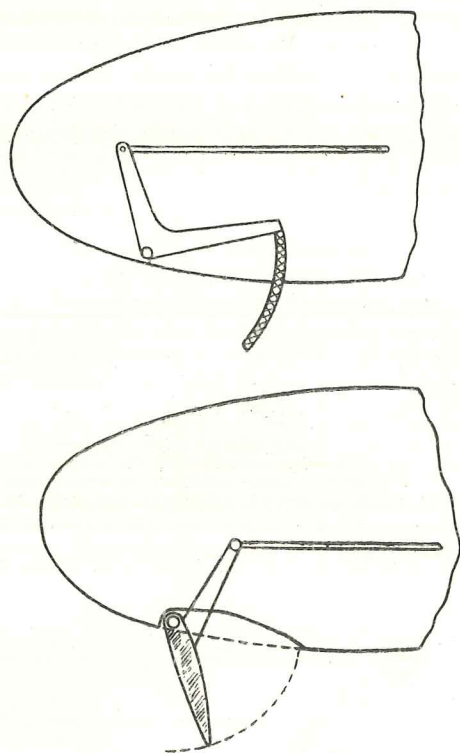
Конструктивно эти тормозные рули направления очень сходны с современными аэродинамическими тормозами, применяемыми на обычных самолетах для ограничения скорости пикирования (фиг. 10). Однако существенная разница между тормозами и рулями направления заключается в том, что для тормозов желательно медленное, постепенное действие, тогда как тормозной руль направления должен немедленно вызывать момент



Фиг. 10. Распространенный аэродинамический тормоз планера. Тормозные рули направления на планерах Хортен аналогичны этому тормозу, но пластины тормоза Хортен перфорированы, и между ними и поверхностью крыла при их полном отклонении не образуется щели

рыскания. Кроме того, в случае современного аэродинамического тормоза цель конструктора заключается в предотвращении полного нарушения циркуляции [17]. Тем не менее, учитывая эту разницу, результаты большой исследовательской работы, проведенной в последние годы с аэродинамическими тормозами, могут быть использованы для оценки управления рысканием на бесхвостых самолетах.

В 1937 г. Германский научно-исследовательский авиационный институт (DVL), разработал тормозные щитки, установленные на нижней поверхности концов крыла. В отчете об исследовании этих щитков указывается, что они вполне обеспечивают быстрый выход из опасного плоского штопора. Таким образом, тормозные рули направления можно использовать также как предохранительное приспособление при планировании на критическом угле атаки. Их следует подвергнуть еще более детальному изучению как средство предотвращения штопора.



Фиг. 11. Схема аэродинамического тормоза фирмы Юнкерс

Фирма Юнкерс получила несколько патентов на тормозы, установленные на нижней поверхности крыла у передней кромки (фиг. 11) [21].

На пикирующих бомбардировщиках Юнкерс применялись эффективные аэродинамические тормозы. По исследованию уже упоминавшихся нами спойлеров был проведен и опубликован целый ряд работ. Одно из первых исследований аэродинамических тормозов этого типа производилось в 1922 г. в Голландии Государственным научно-исследовательским авиационным центром [22]. В процессе этого исследования было установлено, что приспособление такого рода применять весь-

ма целесообразно в том случае, когда необходимо увеличить лобовое сопротивление.

Ж. А. Шорталь [23] изучал в 1934 г. влияние положения спойлеров на моменты крена и рыскания. Он установил, что при расположении их на 30% хорды от передней кромки моменты крена и рыскания уменьшаются при больших углах атаки, а при малых углах атаки любое положение за точкой на 30% хорды является примерно одинаково эффективным.

Д. Фукс [24] провел экспериментальные исследования для определения влияния тормозных пластин, расположенных примерно на 30% хорды от передней кромки. При расположении их ближе к передней кромке возникает большее дополнительное лобовое сопротивление (запаздывание при этом во внимание не принималось).

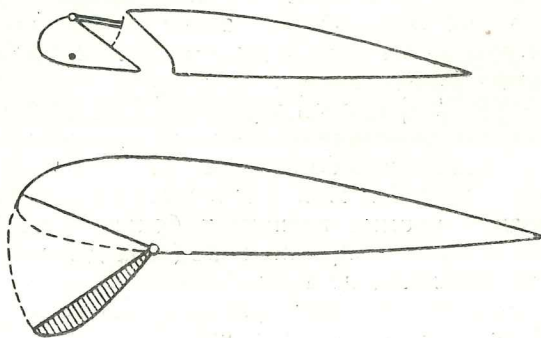
Тормозные пластины, расположенные на нижней поверхности крыла, давали уменьшение вызванного ими лобового сопротивления с увеличением подъемной силы, что приводило к меньшему значению угла нулевой подъемной силы и дополнительным моментам, вызывающим кабрирование (щитки-закрылки у задней кромки создают продольные моменты, вызывающие пикирование). Имея в виду требования к продольной балансировке, Фукс рекомендовал для воздушного торможения использовать пластины, расположенные на нижней поверхности крыла.

Фукс в своей работе установил, что дополнительное лобовое сопротивление, вызываемое тормозными пластинами на крыле, выше лобового сопротивления изолированных пластин.

Одним из типов аэродинамического тормоза, о котором мы выше ничего не упоминали, но который может быть использован в качестве руля направления бесхвостых самолетов, является щиток-закрылок на передней кромке крыла. Нарушение формы передней кромки крыла влияет на подъемную силу и лобовое сопротивление; вследствие этого можно ожидать возникновения моментов, обеспечивающих управление (фиг. 45). Так как увеличение лобового сопротивления сопровождается уменьшением подъемной силы или, в неблагоприятных случаях, сохранением подъемной силы, то не следует ожидать возникновения неблагоприятных моментов крена. Что касается запаздывания, то для того, чтобы притти к каким-либо выводам, необходимо проводить дальнейшие исследования. Шарнирный момент не должен вызывать опасений, так как можно применять скользящие элементы.

Примерно в 1921 г. В. Л. ле-Пейдж — сотрудник Национальной физической лаборатории (NPL) — предложил два таких приспособления [25], а А. Фейдж исследовал их в аэродинамической трубе. Одно из этих приспособлений представляло собой обратную щель, которая могла закрываться закрылком (фиг. 12). Было установлено, что при применении этого закрылка в соединении с обычным элероном их общее действие сильнее действия одного элерона примерно на 13% при угле атаки, соответствующем максимальной подъемной силе, и примерно на 55% при угле атаки, превышающем критический. Другими словами, оно

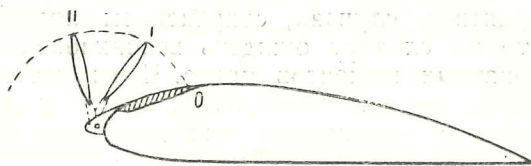
немного улучшает управление на критическом и близком к нему углах атаки. При критическом угле атаки направление моментов крена и рыскания для осуществления разворота было одинаковым, а при угле атаки, превышающем критический, разным.



Фиг. 12. Приспособления для поперечного управления, предложенные ле-Пейджем

Второе предложенное приспособление представляло собой щиток-закрылок на передней кромке (фиг. 12). При применении его в соединении с обычным элероном момент крена этой системы превышал момент крена одного элерона на 50% при критическом угле атаки и примерно на 120% при угле атаки 28° . При обоих углах атаки моменты крена и рыскания имели одинаковое направление. Запаздывание не было замерено. Ссылка на проценты может привести в этих случаях к некоторому недоразумению, так как моменты крена, создаваемые обычными элеронами при угле атаки, превышающем критический, очень малы. К сожалению, нет более детальных отчетов по этим испытаниям в аэродинамической трубе, проведенным в 1922 г.

В 1936 г. Норман Сайкс предложил приспособление для управления, представляющее собой спойлер в комбинации с обратной щелью (фиг. 13) [26]. Он предназначался для устранения запаздывания и выхода из штопора. Отчетов по этим испытаниям нет.



Фиг. 13. Тормозной руль направления Нормана Сайкса

Управление креном с помощью спойлеров

Приспособления, уменьшающие или увеличивающие подъемную силу той части крыла, на которой они действуют, создают моменты крена. Эта местная потеря подъемной силы, вызываемая действием органов управления, заставляет опуститься соответствующий конец крыла. Момент крена, создаваемый при этом, равен

$$M_x = [\Delta R_y] \frac{b'}{2},$$

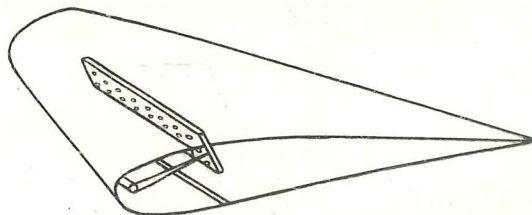
где $\frac{b'}{2}$ — расстояние от центра соответствующей зоны подъемной силы до продольной оси самолета,

ΔR_y — падение подъемной силы.

Хотя такого рода „интерцепторы“ вызывают также и рыскание (обычно в направлении, благоприятном для предполагаемого поворота), их следует отличать от тормозных рулей направления, несмотря на внешнее сходство. Основная разница заключается в том, что в то время, как действие тормозных рулей направления основано на создаваемом ими дополнительном лобовом сопротивлении, интерцепторы действуют в основном на подъемную силу. Поэтому-то на стреловидных крыльях такие приспособления создают также и продольные моменты.

Существует много предложений и взято много патентов на интерцепторы, заменяющие элероны. Их явными преимуществами являются простота, благоприятные моменты рыскания и возможность использования всего размаха для приспособлений, увеличивающих подъемную силу, как, например, щитков-закрылков, врезных закрылков и пр. Кроме того, управление интерцептором эффективно при критическом угле атаки и угле атаки, превышающем критический.

Самый существенный недостаток всех видов интерцепторов заключается в их медленном действии. Запаздывание вызывается вышеупомянутым явлением неустановившейся подъемной силы, последнее может длиться одну или несколько секунд. Затем действие интерцептора вызывает срыв потока и подъемная сила уничтожается. Таким образом, вначале действует даже обратный момент крена [27]. Разумеется, управление, обладающее подобными свойствами, бесполезно и даже нежелательно. Наименьший предел запаздывания, допускаемый благодаря тому, что он не замечается летчиком, составляет 0,1 секунды. Опубликован ряд



Фиг. 14. Приспособление Крамера для управления креном (DVL)

предложений и результатов экспериментов для устранения явления неустановившейся подъемной силы.

М. Крамер (DVL) предложил перфорированный интерцептор, отклоняемый перпендикулярно к верхним и нижним поверхностям концов крыла (фиг. 14) [28].

В описании этого приспособления сообщалось, что создаваемые им моменты крена действуют без запаздывания и дают минимальные моменты рыскания.

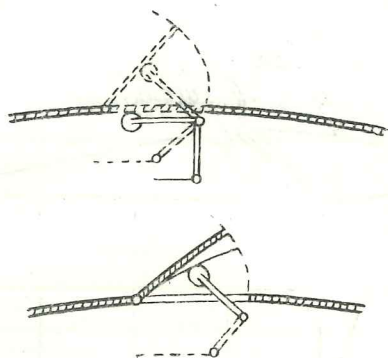
В. Мессершмитт в 1934 г. весьма интересно

вался интерцепторами, заменяющими обычные элероны [29], но ни один из многочисленных разнообразных типов самолетов, изготовленных фирмой Мессершмитт, не был ими снабжен.

Интерцепторы, предложенные Мессершмиттом, представляют шарнирно закрепленные щитки, расположенные над крылом. В нейтральном положении эти щитки убираются „заподлицо“ с обшивкой крыла.

В патенте Мессершмитта большое внимание уделяется запаздыванию действия интерцепторов.

Автору этого патента было известно, что при небольших углах отклонения интерцепторов вверх и небольших углах атаки сначала возникают отрицательные моменты крена, а при превышении некоторого критического угла отклонения интерцептора неустановившаяся подъемная сила исчезает; в результате нежелательный момент крена постепенно исчезает и появляется момент желаемого направления. В соответствии с этим он предложил управлять интерцептором посредством редуктора с постепенным изменением скоростей таким образом, чтобы начальное отклонение происходило быстро и было довольно большим, а при превышении критического угла отклонения интерцептора скорость уменьшалась (фиг. 15). Кроме



Фиг. 15. Интерцепторы конструкции Мессершмитта

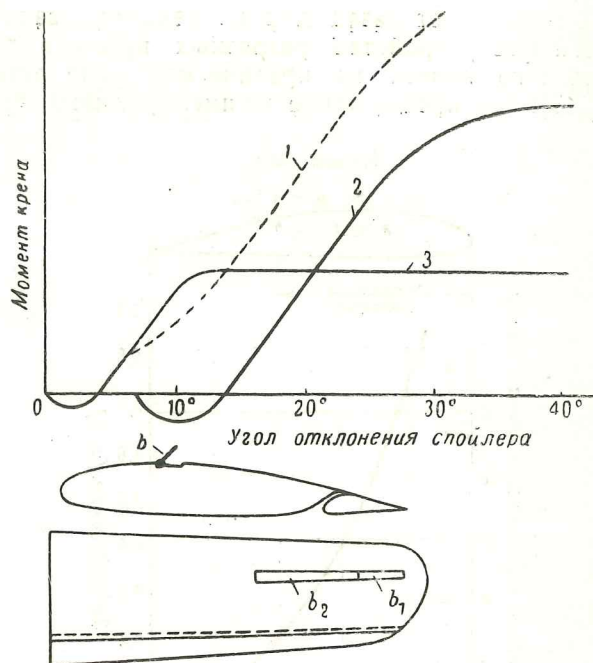
того, для обеспечения соответствия между положением интерцептора и его действием он предложил также интерцепторы, состоящие из нескольких составных элементов, отклоняемых последовательно один за другим. При этом скорость отклонения этих элементов менялась по мере их хода.

Наименьший интерцептор, расположенный ближе к концу крыла, открывался первым.

При такой системе интерцепторов начальное обратное действие момента крена мало проявляется (фиг. 16). Другой вариант заключается в возможности применения скрученного интерцептора, обеспечивающего при увеличении угла отклонения различное по его длине отклонение отдельных участков интерцептора по поверхности крыла (фиг. 17).

Однако не подлежит сомнению, что все эти предложения не устраняют основной причины неполадок.

В США уделяли (NACA) большое внимание изучению приспособлений типа интерцептора для управления креном.



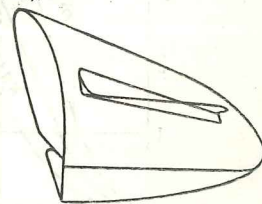
1—результрующий момент крена, 2—момент крена, вызываемый положением спойлера b_2 , 3—момент крена, вызываемый положением спойлера b_1

Фиг. 16. Спойлер Мессершмитта для управления креном

Вейк и Шорталь [30] установили, что запаздывание спойлеров („убирающихся элеронов“) возрастает при передвижении их к передней кромке (фиг. 18); с другой стороны, эффективность спойлера как органа управления креном понижается при передвижении спойлера назад по хорде крыла. Удовлетворительное компромиссное решение не было найдено [31].

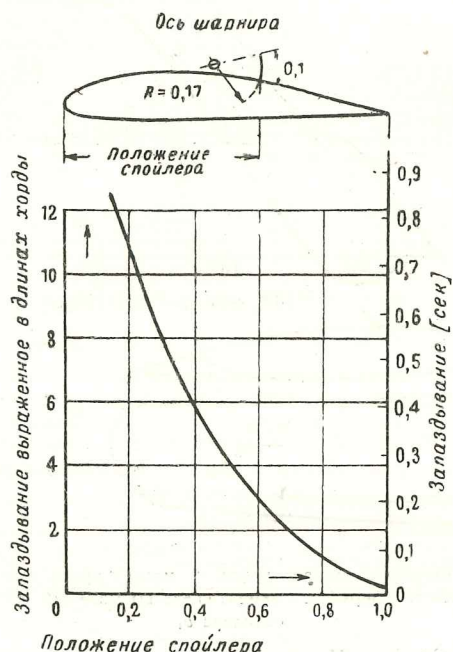
Эксперименты с двумя одновременно действующими спойлерами, расположенными соответственно у передней и задней кромок („спойлеры тандем“), показали, что в этом случае запаздывание соответствовало запаздыванию при отклонении лишь заднего спойлера, тогда как момент крена был равен моменту крена, возникающему при отклонении лишь переднего спойлера. Однако

Фиг. 17. Скручивание спойлера для достижения надлежащего управления при крене (Мессершмитт)

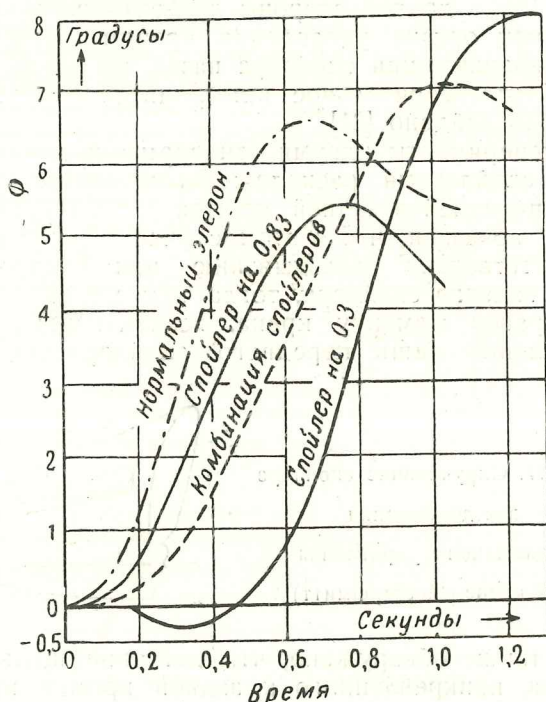


было также обнаружено, что действие щитка-закрылка, прикрепленного к задней кромке крыла (для увеличения подъемной силы), делало передний спойлер неэффективным (фиг. 19). Более интересным решением было сочетание спойлера с обычным элероном. Эта комбинация должна была дать значительно лучшие результаты в отношении неблагоприятных моментов рыскания таких элеронов.

Несколько лет назад широко рекомендовалось аналогичное устройство разрезных крыльев для безопасного полета на критическом угле атаки (фиг. 43); это предложение не имело, однако, пра-



Фиг. 18. Влияние положения спойлеров на запаздывание (испытание NASA в аэродинамической трубе, „Techn. Rep.“ № 602). Положение спойлера и его размеры даны в долях хорды крыла

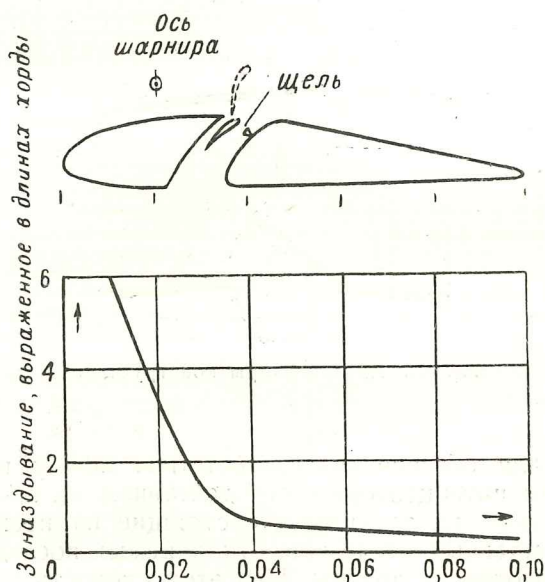


Фиг. 19. Действие двух спойлеров, расположенных tandem, по сравнению с действием обычных элеронов. Φ — угол крена, достигаемый действием приспособления для управления креном (испытания NASA в аэродинамической трубе, „Techn. Rep. NASA“ № 602). Положение спойлера дано в долях хорды крыла

ктического применения главным образом вследствие сложности конструкции¹.

Вейк и Шорталь [32] пытались устранить запаздывание спойлеров в переднем их положении посредством сквозной щели в крыле, расположенной за спойлером.

Через эту щель воздух мог проникать в область низкого давления за поднятым спойлером (фиг. 20). Такое устройство давало удовлетворительные результаты при достаточных размерах щели. Однако оно вызывало столь большое дополнительное лобовое сопротивление из-за необходимости применения сравнительно широкой щели и оказалось столь неудобным в конструктивном отношении, что в дальнейшем от него пришлось отказаться. Вместо этого был разработан [33] „щелевой элерон“ в комбинации с крышкой (фиг. 21). Это приспособление для управления креном состояло из щели постоянного сечения, которая может быть частично закрыта сверху откидной крышкой. Щель эта почти не вызывает увеличения лобового сопротивления. Когда крышка находится в нейтральном положении, части щели впереди и за крышкой остаются незакрытыми. Эта особенность предотвращает запаздывание. Расположение этого приспособления на 30% хорды крыла от передней кромки было найдено наиболее удачным.



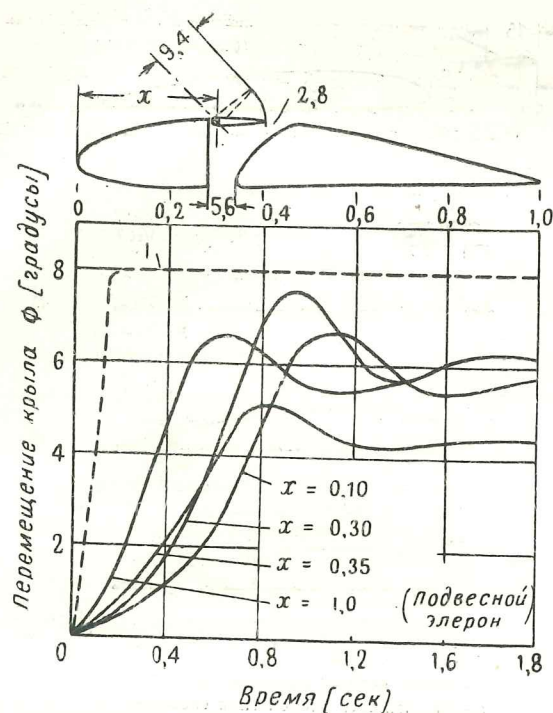
Фиг. 20. Влияние размера щели на запаздывание. Убирающийся спойлер расположен на 0,3 хорды крыла (испытания NASA в аэродинамической трубе, „Techn. Rep. NASA“ № 602).

По горизонтали отложена ширина щели в долях хорды крыла

Такое расположение этого органа управления креном обеспечивает, кроме того, приемлемое соответствие между моментом крена и углом отклонения органа управления.

Демпфирование крена M_x^{ω} при действующем элероне у этого устройства лишь на 12% меньше,

¹ Комбинация спойлеров и элеронов применяется в настоящее время на ночном истребителе — моноплане Нортроп Р-61 „Блэк-Уидоу“.



1—кривая, показывающая характер отклонения органа управления

Фиг. 21. Эффективность действия щелевых элеронов в различных продольных положениях (испытания NASA в аэродинамической трубе. Techn. Rep. NASA № 602).

Положение щели x —в долях хорды крыла

чем в случае обычного элерона, прикрепленного к задней кромке.

При расположении щелевого элерона ближе к передней кромке моменты крена больше при углах атаки, близких к критическому, но при очень малых углах атаки (на большой скорости полета) управление обладает небольшой эффективностью.

В случае обычных элеронов отношение между моментами рыскания и крена всегда имеет отрицательное (т. е. неблагоприятное) значение, причем эта отрицательная величина возрастает с увеличением коэффициента подъемной силы.

В случае же щелевых элеронов с крышкой эти величины являются положительными (благоприятными), находятся в линейной зависимости от коэффициента подъемной силы и равны нулю при критическом или близком к нему угле атаки. Кроме того, условие, поставленное Р. Т. Джонсом для двухрулевого управления [34], в соответствии с которым благоприятный момент рыскания элеронов должен составлять примерно $1/5$ момента крена, может быть достигнуто при применении щелевого элерона, расположенного на 30% хорды крыла, для диапазона углов атаки между режимом большой скорости и режимом набора высоты.

Большим недостатком щелевого элерона является дополнительное лобовое сопротивление, вызываемое открытой щелью. Необходимо отметить, что если щель полностью закрыта в нейтральном положении, то запаздывание обнаруживается сразу же после отклонения крышки. После летных испытаний, проведенных в США (NASA)

1—элерон с небольшой хордой,
2—элерон с большой хордой,
3—щелевой элерон на 0,45 b
4—щелевой элерон на 0,2 b

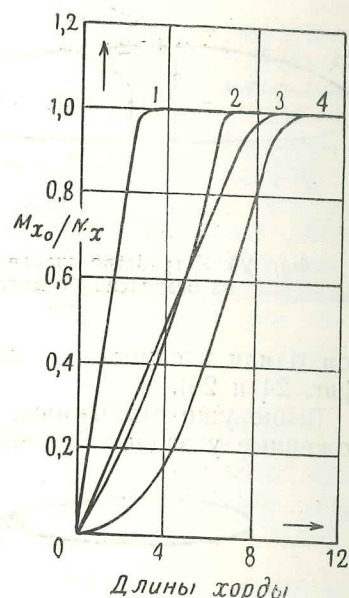
Фиг. 22. Инертность щелевого элерона по сравнению с обычными элеронами

M_x — статический момент крена,

M_{x0} — момент крена при угловом повороте.

Отношение $\frac{M_{x0}}{M_x}$ является

мерой инертности приспособления для управления креном (результаты летных испытаний моноплана „Фэрчайлд“ 22. Techn. Rep. NASA № 602)

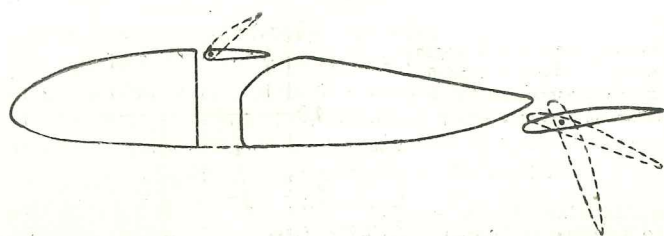


с этим приспособлением для управления креном, было установлено, что щелевой закрылок все же действует слишком медленно. Он не давал полного эффекта после возникновения крена, что неизбежно заставляло летчиков чрезмерно отклонять органы управления. Переднее положение щели с крышкой снова было найдено самым неудачным, причем действие щитков-закрылков еще более ухудшило результаты.

Инертность может быть выражена как расстояние (в процентах хорды крыла), пройденное самолетом за период времени от отклонения элерона до достижения им такого же („статического“) момента крена, как при испытании самолета с неподвижным крылом (например, при испытании на весах в аэродинамической трубе). Проведенные испытания показали, что максимальная допускаемая инертность выражается четырьмя длинами хорды.

На фиг. 22 приведены величины, характеризующие инертность, полученные при применении щелевого элерона, по сравнению с величинами, полученными при применении обычных элеронов. Ясно, что они по крайней мере вдвое больше максимальной допускаемой инертности. Кроме того, моменты крена и рыскания, замеренные в полете, были меньше соответствующих моментов, ожидаемых на основании продувок.

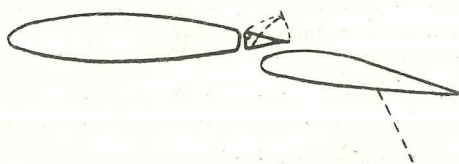
Более обещающими были летные испытания „безопасного“ самолета Вейка с хвостом Пено — W-1A, имеющего двухрулевого управления (фиг. 23). Щелевые элероны у этого самолета были расположены на 30% хорды крыла. Приспособление для управления креном обладало удовлетворительной эффективностью без запаздывания или инертности. Более точное исследование показало, что сравнительно большое поперечное V (5°) значительно увеличивало косвенно крен, помогая, таким образом, элеронам. Позднее исследователи США отказались от щелевых элеронов. Однако более фундаментальные исследования в этом направлении могли бы привести к разработке приспособлений для управления креном, которые бы



Фиг. 23. Устройство щелевого элерона и закрылка на безопасном самолете Вейка W-1A

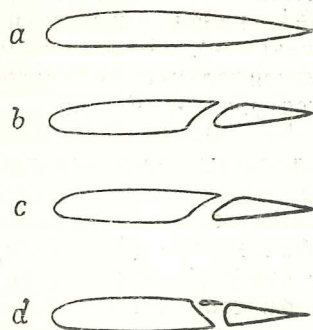
подходили к самолету типа „летающее крыло“ (фиг. 24 и 25).

Выше уже отмечалось, что спойлеры, расположенные у задней кромки, свободны фактиче-



Фиг. 24. Неудовлетворительная форма щелевого элерона: моменты крена выше, чем в случае фиг. 23, но момент крена не изменяется пропорционально углу отклонения органа управления

ски от запаздывания (фиг. 27). Хорошие результаты в этом отношении дает их расположение на 80% хорды крыла, считая от передней кромки. В соответствии с этим в США (НАСА) были проведены летные испытания с „убирающимися элеронами“ типа спойлера [35]. При этих испытаниях



а—крыло с профилем NACA 23012. Наименьшее увеличение лобового сопротивления по сравнению с обычным элероном обнаруживает форма d
b—дает меньшее увеличение лобового сопротивления, чем c, при небольших значениях коэффициента подъемной силы, при средних же значениях C_y c имеет большие преимущества

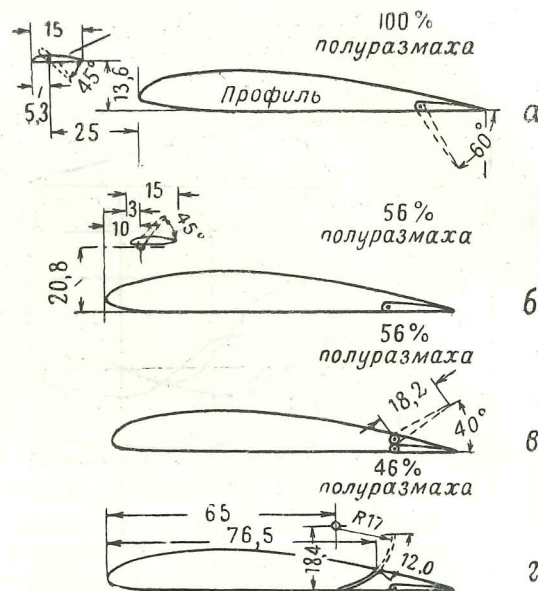
Что касается изменений характеристик продольной устойчивости, то форма c является наихудшей из всех трех форм (результаты испытаний в аэродинамической трубе, „Techn. Rep. NACA“ № 602)

Фиг. 25. Влияние формы щели на лобовое сопротивление при применении щелевых элеронов

применялся изогнутый спойлер (фиг. 26—2), отклоняемый на верхней поверхности крыла; он был расположен на 83% хорды крыла, считая от передней кромки.

Спойлер двигался относительно шарнира, соответствующего центру его изгиба. Шарнирный момент был практически равен нулю. Это послужило основной причиной возражений летчиков против этого органа управления.

При летных испытаниях применялись также щитки-закрылки, расположенные по всему размаху, как приспособления для увеличения подъемной силы. Результаты были многообещающими. Летчики установили, что эти убирающиеся эле-

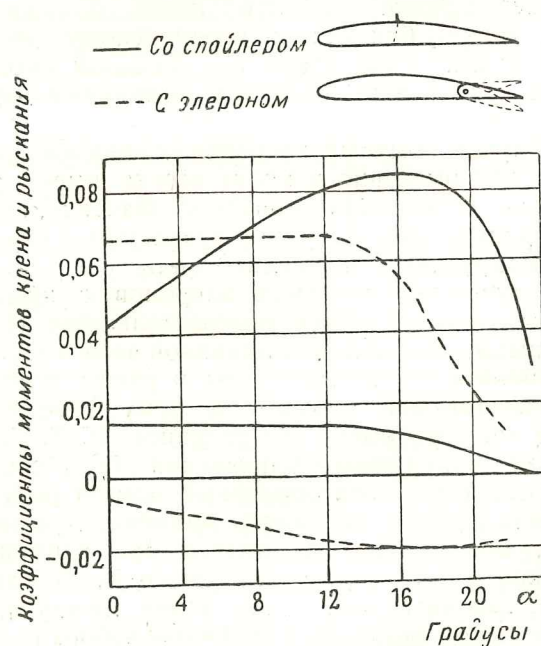


а—управляемое дополнительное крылышко,
б—наружный элерон,
в—элерон верхней поверхности,
г—убирающийся элерон типа спойлера

Фиг. 26. Разные приспособления для поперечного управления, исследованные НАСА в полете.

Размеры даны в процентах хорды крыла

роны лучше обычных, если не считать ненормальных особенностей (отсутствие усилий на ручке). Запаздывания или инертности не наблюдалось (фиг. 28). Почти на всем диапазоне скоростей отмечались небольшие благоприятные моменты рыскания; однако при больших коэффициентах подь-



Вверху—две кривых m_x
Внизу—две кривых m_y

Фиг. 27. Коэффициенты моментов крена и рыскания при применении спойлеров по сравнению с соответствующими коэффициентами при применении обычных элеронов (испытания в аэродинамической трубе, „Techn. Rep. NACA“ № 605)

емной силы и отклоненном щитке-закрылке возникали небольшие неблагоприятные моменты рыскания [36], откуда следует, что этот орган управления при открытых щитках не противодействует штопору. В общем, однако, можно сказать, что действие этого устройства не оказывает неблагоприятного влияния на устойчивость в полете. По этой причине на самолетах типа „летающее крыло“ можно было бы применять управление креном, основанное на этом принципе. Оно, по всей вероятности, было бы даже эффективным при полете на больших скоростях.

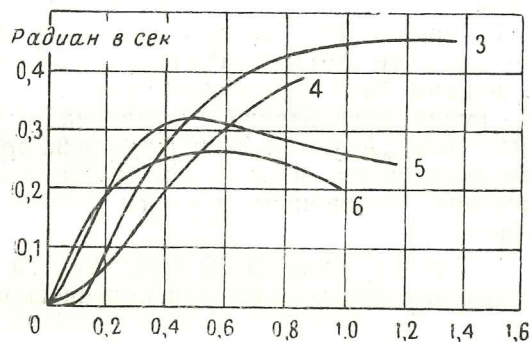
В НАСА была исследована система из обычных элеронов и спойлеров, расположенных у передней кромки [37].

Было установлено, что для достижения наилучшей эффективности этих спойлеров их не следует располагать перед элеронами.

Бр. Хортен и Зольденгофф пришли к тому же выводу при применении разных систем тормозных рулей направления.

Однако при расположении тормозных рулей вне зоны расположения элеронов плечо, на котором действуют рули, уменьшается.

При применении американской системы достигаются мощные моменты крена до больших углов атаки, благоприятные дополнительные момен-



3—убирающиеся элероны, 4—наружные элероны, отклоняемые лишь вверх, 5—обычные элероны, 6—элероны с небольшой хордой. По горизонтальной оси отложено время от начального отклонения ручки управления в секунду. По вертикали отложена угловая скорость крена

Фиг. 28. Результаты летных испытаний различных приспособлений для управления креном (см. фиг. 26) на моноплане „Фэрчайлд“ 22 (из „Techn. Rep. NACA“ № 517)

ты рыскания и небольшие шарнирные моменты. Моменты крена оказываются большими, чем при применении одних спойлеров. Это устройство может быть удовлетворительным для двухрулевого управления, так как благоприятные моменты рыскания соответственно велики. Оно аналогично управлению, установленному на планере „Хортен“ IV.

Летные испытания этой американской системы управления [38] показали, что она действует удовлетворительно и не подвержена запаздыванию, хотя сначала можно было бы ожидать обратного начального момента рыскания. Во всех случаях комбинированные органы управления этого типа дали многообещающие результаты.

Существует распространенное возражение против применения спойлеров для управления креном — якобы потеря подъемной силы при дейст-

вии спойлеров заметно сказывается на общей подъемной силе крыла. Однако фактически для создания мощного момента крена достаточно лишь небольшой потери подъемной силы, вследствие чего можно пренебречь подобным недостатком спойлеров по сравнению с обычными элеронами [39].

У бесхвостых самолетов можно с успехом применять боковое управление двойного действия, состоящее из спойлеров в комбинации с элеронами, располагая спойлеры на стабилизирующих концах крыльев, которые обычно создают отрицательную подъемную силу.

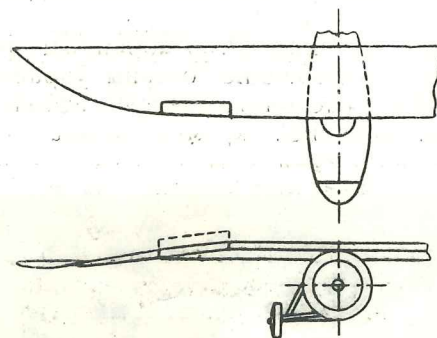
Органы управления в виде закрылков

В авиации для управления применяются подвижные части крыла. „Контроллеры“ этого рода давно применялись с различной целью на бесхвостых самолетах.

В патенте Ренэ Арну 1908 г. [40] рассматривается бесхвостый полиплан с контроллерами на передней и задней кромках.

„Контроллеры“ на передней кромке не теряют своей эффективности на критическом угле атаки, они действуют непосредственно и создают моменты противоположного направления по сравнению с моментами, создаваемыми закрылками, расположенными у задней кромки. Однако передние „контроллеры“ подвержены неустановившейся подъемной силе и их трудно уравновесить; кроме того, они сложны в конструктивном отношении. Этой системе управления до сих пор аэродинамики-экспериментаторы почти совсем не уделяли внимания.

В проекте самолета А. А. Холла (1921 г., Блэкберн „Алула“) были применены „контроллеры“ (створки) этого типа (фиг. 29). Они предназначались, повидимому, в качестве спойлеров, иначе говоря, как комбинация элерона и руля направления. При применении такого приспособления, которое, кстати сказать, ни разу не под-



Фиг. 29. Органы управления на передней кромке. Самолет Блэкберн-Холл „Алула“

вергалось летным испытаниям, можно ожидать запаздывания органов управления. Причиной выбора именно этого приспособления явилась возможность устранения с его помощью нежелательного изменения отрицательной закрутки крыла, которое происходит при действии обычных элеронов.

Органы управления в виде вспомогательных крылышек, расположенных над передней кромкой крыла, были исследованы Суле и Мак Авоем [41] в аэродинамической трубе и в полете. Было установлено, что этот тип внешних элеронов (фиг. 26—а) действует с запаздыванием и вызывает чрезмерные усилия на ручке. После ряда предварительных полетов эта система поперечного управления была забракована.

Другая система внешних элеронов, которые представляли собой симметричные (фиг. 26—b) крылышки, расположенные над передней кромкой основного крыла, оказалась плохо управляемой при крене, причем это свойство проявлялось на всем диапазоне скоростей полета (при применении обычных элеронов эффективность элеронов при крене возрастает с увеличением скорости полета). Кроме того, самолет не следовал за отклонением ручки. Моменты рыскания были до некоторой степени благоприятными, и на критическом режиме была обеспечена достаточная управляемость. Усилие на ручке было очень значительным, что объясняется, по всей вероятности, перемещением центра давления при небольших углах атаки крылышка, служащего органом управления. Перемещение оси вращения назад по хорде крылышка не повлияло, однако, на действие управления.

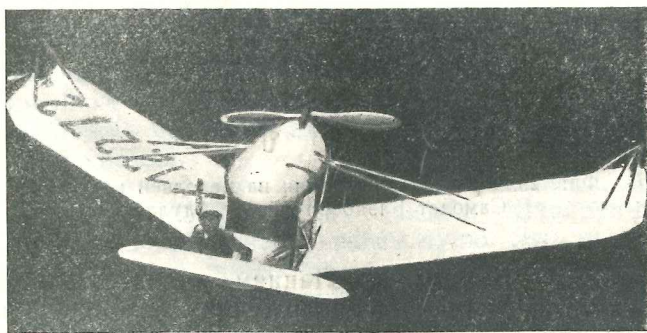
Таким образом, это приспособление в основном было признано неудовлетворительным для управления креном.

Результаты этих испытаний, проведенных в США, представляют особый интерес для бесхвостых самолетов, так как Липпиш и бр. Хортен применяли аналогичные устройства для продольного управления.

На первом бесхвостом самолете Уотермана в 1933 г. (фиг. 30) [42] применялось регулируемое крылышко, расположенное над крылом и несколько вынесенное вперед.

В 1930 г. Бреге предложил применять плавающие закрылки, расположенные над или перед крылом.

В 1922 г. русским Р. Яморкиным [43] были предложены плавающие органы управления или „индикаторы“, расположенные на небольшом расстоянии от передней кромки крыла у его кон-



Фиг. 30. Бесхвостый моноплан Уотерман 1933 г. с передним крылышком, предназначенным для компенсации разницы в продольной балансировке при работающем моторе и на планировании

цов. Они были соединены между собою для автоматического устранения возмущения при крене или рыскании. Хендли-Пэйдж и Лохманн [44] предложили приспособление, представлявшее собой плавающее крылышко, расположенное перед средней частью стреловидного крыла. При его применении продольная балансировка достигается регулировкой триммера, являющегося частью задней кромки плавающего крылышка. Одна из особенностей этого приспособления заключается в том, что триммер состоит из двух независимо управляемых частей, одна из которых соединена с механизмом управления закрылком для увеличения подъемной силы, а другая управляется летчиком. В отношении аэродинамических характеристик (не в смысле функционирования) это регулируемое устройство аналогично „Pilot plane“, т. е. саморегулирующемуся плавающему предкрылку (фиг. 31). Свойства таких плавающих предкрылков были исследованы RAE (Британским государственным авиационным учреждением) и результаты этих исследований были опубликованы [45].

Основной целью этого устройства была возможность автоматической регулировки передней щели на малое лобовое сопротивление и на большую подъемную силу в зависимости от угла атаки крыла.

А. П. Терстон [46] предложил „rider plane“ („освобожденные крылышки“) впереди крыла, которые должны были действовать как система элеронов — рулей направления (управление самолетов „Эпт“ или „Алула“). Моменты крена при этой системе достигались изменением щели, а моменты рыскания изменением наклона „освобожденных крылышек“.

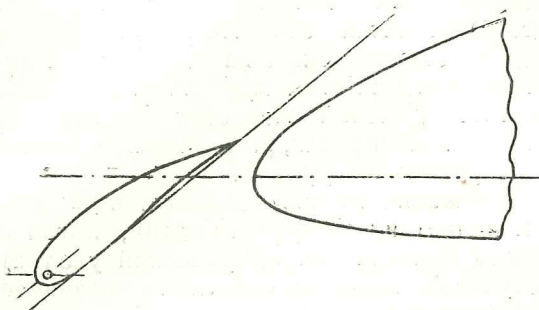
А. П. Терстон упоминал о том, что эти органы управления эффективны при критическом угле атаки.

В 1920 г. Х. В. Ирвинг предложил закрылки в виде жалюзи, которые располагались на крыле перед обычными элеронами для улучшения действия поперечного управления при приближении к критическому углу атаки. Эксперименты с этими закрылками производились в Национальной физической лаборатории¹ (NPL) (фиг. 44) [47].

Отклонение элерона вверх сопровождалось отклонением закрылков, образующих „жалюзи“ на соответствующей стороне. На той стороне, где элерон был отклонен вниз, „жалюзи“ оставались закрытыми. Заслонки „жалюзи“ поворачивались относительно оси, идущей вдоль размаха. С точки зрения аэродинамики эти закрылки представляли собой в принципе спойлеры.

Так как при действии спойлеров такого типа воздух может двигаться от нижней поверхности крыла

¹ Ранее, в 1910—1913 гг., В. Б. Соммервиль провел некоторые испытания самолетов в натуральную величину с закрылками, в виде жалюзи вместо элеронов. Система управления Соммервиля была аналогична системе Ирвинга. Управление Соммервиля состояло из двух закрылков, применявшихся как элерон и руль направления, однако в конечном счете эти закрылки были заменены отклоняемыми вверх элеронами („Некоторые эксперименты с разными системами поперечного управления“. „Flight“, Jan., 1914, p. 108).



Фиг. 31. „Крылышко-пилот“ конструкции RAE, представляющее собой саморегулирующийся предкрылок

к верхней, то можно ожидать меньшего запаздывания. Испытания в аэродинамической трубе показали, что при применении этого приспособления на критическом и закритическом режимах может быть достигнуто достаточно эффективное управление. Однако испытаний этих приспособлений в натуральную величину проведено не было.

Многочисленные эксперименты были проведены с внешними элеронами, расположенными над крылом у задней кромки (элероны „park bench“ — „садовая скамейка“).

Дорнье в 1932 г. получил патент на такое приспособление для управления креном [48]. Преимущество таких внешних элеронов по сравнению с приспособлениями, расположенными ближе к передней кромке, заключается в том, что при их действии не следует ожидать запаздывания, кроме того, можно предполагать, что срыв потока оказывает на них меньшее влияние, чем на обычные элероны. Наконец, в случае таких внешних элеронов можно располагать посадочные щитки по всему размаху. Нортроп применял в 1934 г. элероны типа „park bench“ на некоторых обычных скоростных монопланах.

Р. Кордес [49] предложил горизонтальные органы управления, расположенные над концами крыльев с вертикальной осью вращения. Они должны были работать как комбинация руля высоты с рулем направления.

Бесхвостый планер „Эссен“ (типа „летающей доски“), принимавший участие в Рэнских состязаниях в 1927 г., был снабжен двумя длинными и узкими внешними контроллерами, выполнявшими функции элеронов и руля высоты. Эти контроллеры были установлены непосредственно за задней кромкой прямоугольного крыла. Они применялись в комбинации с аэродинамическими тормозами на концах крыла. Для того, чтобы эти внешние контроллеры находились частично вне области схода потока, каждому из них был придан наклон относительно плоскости крыла, так что в результате контроллеры располагались как бы с некоторым поперечным V [86].

Липпиш, следуя старой идее Денна [50], который ясно себе представлял преимущества руля высоты прямого действия, использовал его на двухмоторном моноплане Липпиш-Физелер „Дельта“ 4 („Уосп“).

Крылышко, расположенное впереди и над крылом, действовало как руль высоты. Одновременно с действием крылышка оба элерона отклонялись книзу. Липпиш утверждал, что его передний руль высоты явился результатом подробного экспериментального исследования (фиг. 37).

Фр. Венк в описании патента 1925 г. [51] утверждал, что переднему крылышку и рулю высоты должна быть сообщена собственная устойчивость с помощью стреловидности (форма семени Цанонии) или S-образных профилей. Передние крылышки последующих самолетов Липпиша серии „Дельта“ были ближе расположены к передней кромке крыла и более соответствовали форме этой прежней кромки. Вполне вероятно, что в этом случае Липпиш использовал щелевой эффект.

Аналогичное приспособление применялись с экспериментальной целью на одном из двух планеров Хортен, успешно участвовавших в Рэнских планерных состязаниях в 1939 г. Форма этого дополнительного крылышка была аналогична форме крылышка „Дельта-Уосп“ Липпиша, только у бр. Хортен оно было расположено выше над передней кромкой основного крыла. По непроверенным данным этот „предкрылок“ улучшал маневренность на вираже.

Говоря по существу, это был дополнительный передний руль высоты. Планер, оборудованный этим приспособлением, потерпел аварию при снижении после высотного полета. Возникает вопрос: не потерял ли полностью планер продольной устойчивости из-за отклонения этого переднего руля высоты для перехода на крутое планирование и не сделалась ли неизбежной авария вследствие чрезмерных усилий на ручку при последующем пикировании в соответствии с вышеописанными испытаниями, проведенными НАСА. В дальнейшем бр. Хортен не применяли этого органа управления.

Аэродинамические особенности органов управления на задней кромке

Органы управления, являющиеся частью задней кромки крыла с большой относительной толщиной профиля, часто действуют неудовлетворительно [52]. При применении подобного рода „рулевых закрылков“ явно ощущается „мертвая точка“, вызываемая затенением закрылка завихренным воздушным потоком. Это явление особенно сильно сказывается, если рулевые закрылки имеют малую хорду. Было установлено, что дефект этот может быть устранен увеличением относительной толщины профиля рулевых закрылков, применением закрылков большей относительной хорды, и тщательной заделкой щели между крылом и рулевым закрылком.

Профили с ламинарным обтеканием менее подвержены этому недостатку, который особенно наблюдается при больших углах атаки. Этим же недостатком могут также обладать рули направления, укрепленные к киям, имеющим толстый профиль.

Аналогичное до некоторой степени явление наблюдалось у самоустойчивых S-образных профи-

лей. Поэтому для бесхвостых самолетов указанное явление имеет особое значение.

В 1932 г. Липпиш [53] и Штигер [54] обратили внимание на то, что у крыльев с S-образными профилями обнаруживается неравномерное действие элеронов. Штигер, кроме того, отметил, что при тросовой проводке к дифференциальным элеронам на большой скорости полета управление работает ненормально.

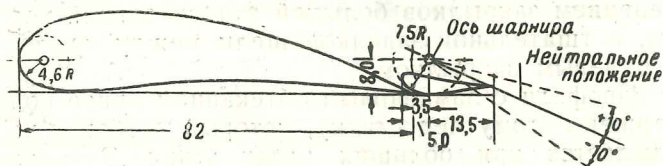
Липпиш дал следующее объяснение этому явлению: при S-образной форме профиля задний его конец испытывает отрицательную нагрузку (область пониженного давления), изменяющую знак нагрузок в системе управления по сравнению с обычно изогнутыми профилями.

На малых углах атаки из-за срыва потока, вызванного пониженным давлением у отогнутой вверх задней кромки крыла, возникает на больших скоростях полета потеря статической продольной устойчивости.

Х. Вурстер [55] отметил, что при применении S-образных профилей толщина пограничного слоя у заднего конца профиля увеличивается вследствие изменения давления, и поэтому при небольших или отрицательных углах атаки этот задний конец становится менее эффективным. Он отметил также, что это явление помогает объяснить особую чувствительность таких профилей к влиянию масштабного эффекта.

Суле и Грэйси [56] установили, что обычные элероны более эффективны при применении их на трапецевидных крыльях. Как уже было упомянуто, рулевые закрылки, образующие часть задней кромки, вызывают потерю продольной устойчивости при отклонении их вниз. Этот дефект привел к изобретению остроумных систем управления, обеспечивающих дифференциальное отклонение рулевых закрылков (отклонение вверх больше, чем отклонение вниз, т. е. так же, как при дифференциальном управлении элеронами на обычных самолетах), либо автоматически регулирующую передачу, либо, наконец, ограничители в системе управления.

Липпиш для этой цели предложил установить рулевые закрылки с обратной вогнутостью, шарнирно укрепленные над крылом (фиг. 32). Это дало, повидимому, удовлетворительные результаты, так как, практически, все бесхвостые самолеты, сконструированные Липпишем с 1931 г., были оборудованы такими рулевыми закрылками. Эта система закрылков Липпиша дает возможность сделать самоустойчивым любой профиль крыла обычного типа с помощью закрылка с обратной



Фиг. 32. Щелевой закрылок с наружным шарнирным креплением и обратной кривизной для бесхвостых самолетов (Липпиш).

Размеры даны в процентах полной хорды крыла

вогнутостью. При применении закрылков Липпиша, правда, приходится считаться с потерей максимальной подъемной силы на 8—15%; профильное сопротивление при этом практически не меняется. Кроме того, рулевой закрылок Липпиша может быть так сбалансирован, что делается возможным полет с брошенной ручкой.

Расположение рулевых закрылков за несущим крылом делает их неэффективными, когда основное крыло попадает на критический угол атаки.

В случае бесхвостого самолета это означает потерю продольной управляемости. Это же явление теоретически приводит к тому, что отклонение рулевого закрылка не может полностью перевести самолет на критический режим. Даже если бы так было в действительности, то было бы неверно предполагать, что это способствует безопасности полета.

В случае самолета нормальной схемы дополнительное лобовое сопротивление, вызываемое отклонением элеронов, не имеет, обычно, большого значения.

Автору пришлось столкнуться много лет назад с самолетом обычной схемы, у которого дифференциальное управление действовало неисправно вследствие неправильной сборки, что было замечено лишь одним из многих летчиков, проводивших испытание.

В случае же бесхвостого самолета неблагоприятные моменты рыскания оказывают большое влияние на летные характеристики. Эти неблагоприятные моменты рыскания вызываются главным образом увеличением скоса потока, вызываемого увеличением циркуляции на той части крыла, где элерон отклонен вниз. Таким образом, моменты рыскания непосредственно связаны с моментами крена¹.

Однако для заданного отклонения элерона дополнительные моменты рыскания являются постоянными в пределах всего диапазона скоростей, а моменты крена уменьшаются на малых скоростях и практически исчезают при скорости, соответствующей срыву потока [57]. Это является причиной того, что все элероны такого типа не могут противодействовать штопору.

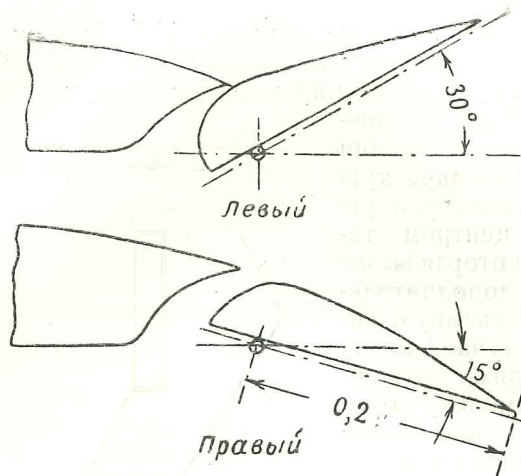
Было сделано много попыток устранить неблагоприятные моменты рыскания. Так как эти моменты рыскания вызываются дополнительным индуктивным лобовым сопротивлением, возникающим при отклонении элерона вниз, то естественным логическим шагом было применение такой передачи к элеронам, которая обеспечивала бы их большее отклонение вверх, чем вниз (фиг. 33). Такие элероны с дифференциальным управлением, введенные

¹ Коэффициент индуктивного момента рыскания m_{yi} для прямоугольного крыла с удлинением b и при одинаковом отклонении обычных элеронов вверх и вниз по Techn. Not. NACA № 589 можно приближенно представить как:

$$m_{yi} = 0,20 m_x c_y,$$

где m_x — коэффициент момента крена,
 c_y — коэффициент подъемной силы для всего крыла.

Отношение $\frac{m_x}{m_y}$ — характерный критерий управляемости элеронов. При обычных элеронах он всегда имеет отрицательное (неблагоприятное) значение.



Фиг. 33. Щелевые элероны с дифференциальным управлением.
Расстояние до шарнира дано в долях хорды

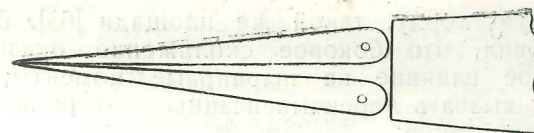
Де-Хэвиллендом, уменьшают неблагоприятные моменты рыскания и являются поэтому более желательными при углах атаки, близких к критическому. Однако они не устраняют их полностью. В настоящее время элероны с дифференциальным управлением получили повсеместное применение.

Система дифференциальных рулевых закрылков „элеронов-рулей высоты“ сделалась непременной особенностью большинства бесхвостых самолетов. Это объясняется тем, что такая передача оказывает более благоприятное влияние на продольную устойчивость и помогает сохранять требуемую отрицательную закрутку.

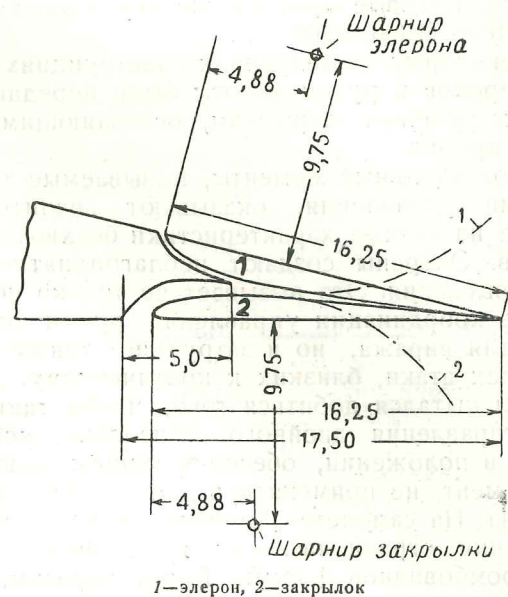
Дифференциально управляемые элероны могут также значительно уменьшить усилие, потребное для их управления, вследствие того, что опущенный элерон имеет больший шарнирный момент, чем поднятый [58]. Однако последнее преимущество зависит от формы концов крыльев. В случае концов крыльев, имеющих, как это часто встречается, отрицательные углы атаки, эффект может быть обратным по аналогии с явлением у элеронов на S-образных профилях.

Дальнейшим развитием этой схемы управления является применение элеронов, которые могут отклоняться только вверх. Такие приспособления применялись на самолетах Этрих-Велс типа Цанониа [59]. В соответствии с теоретическими расчетами Липпиш установил, что для крыльев с большим удлинением элероны такой системы, имеющие к тому же большую глубину, создают благоприятные моменты рыскания в пределах всего диапазона углов атаки [60].

Исследование, проведенное в США (НАСА) [61], с „элеронами верхней поверхности“ (фиг. 26-с) показало, что они вызывают меньшие, но все же неблагоприятные моменты рыскания. На первый взгляд это может вызвать удивление, но продувки в натурной аэродинамической трубе и в полете подтверждают этот вывод. При отклонении вверх такого элерона (отличающегося от обычного элерона тем, что он может отклоняться только вверх) индуктивное сопротивление уменьшается больше, чем профильное. Хотя характеристики крена при-



Фиг. 34. Комбинация элерона верхней поверхности с закрылком. При их совместном отклонении это устройство соответствует, с точки зрения аэродинамики, расщепляющемуся закрылку (см. фиг. 6)



1—элерон, 2—закрылок
Фиг. 35. Наружное шарнирное крепление „верхнего“ элерона (аналогично щелевому закрылку, изображенному на фиг. 32) и закрылка

ближались к соответствующим характеристикам при применении обычных элеронов, усилия на ручку оказались чрезмерными. За исключением этого недостатка, управление было признано удовлетворительным для самолетов обычной схемы.

Исследованная наружная подвеска „элеронов верхней поверхности“ не была признана вполне удовлетворительной, так как при этом усилия на ручку оставались при больших углах все же значительными. Кроме того, щели, образуемые при отклонении элерона, уменьшали максимальную подъемную силу при действии щитка-закрылка (фиг. 34) [62].

На фиг. 35 изображено устройство, обеспечивающее наилучшее равновесие, оно напоминает систему рулевого закрылка Липпиша с обратным изгибом и наружной подвеской.

В соответствии с исследованиями, проведенными в США, элероны с небольшой хордой [62] обеспечивают несколько лучшее действие при выполнении крена, чем стандартные элероны (фиг. 22). За исключением меньших усилий на ручку, другие характеристики этих элеронов аналогичны элеронам обычного типа.

Много лет назад Ф. Будиг исследовал в полете путем замера давлений (батарейным манометром) причины большей эффективности элеронов, с малой хордой по сравнению с элеронами, имеющими

большую хорду, такой же площади [63]. Будиг установил, что боковое скольжение оказывает большое влияние на шарнирные моменты; оно может вызвать перекомпенсацию и возникновение „мертвой точки“.

Рулевые закрылки

Идея использования подвижной части задней кромки крыла бесхвостого самолета для поперечного и продольного управления существует с 1870 г. (Р. Харт). Впервые практически эту идею использовал Денн (1906, 1908 гг.).

В некоторых последующих конструкциях функции элеронов и рулей высоты были переданы отдельным рулевым закрылкам, составляющим часть задней кромки.

Дополнительные моменты, вызываемые такими органами управления, оказывают значительное влияние на летные характеристики бесхвостых самолетов. Элероны создают неблагоприятные моменты рыскания. Это вызывает не только необходимость координации управления рулем направления для виража, но и затрудняет также полет при углах атаки, близких к критическому.

Хилл пытался добиться того, чтобы такие органы управления двойного назначения, установленные в положении, обеспечивающем пикирующий момент, не применялись для создания момента крена. На самолете „Птеродактиль“ IV движение ручки ограничивалось специальным устройством ромбовидной формы. Таким образом, полное управление элеронами было возможно лишь тогда, когда рулевые закрылки находились в нейтральном положении. Однако это устройство не исключало возможности входа самолета в штопор [64] и ограничивало маневренность.

Для того, чтобы нейтрализовать нежелательные продольные моменты при применении управления креном, современные бесхвостые самолеты и планеры снабжаются отдельными рулевыми закрылками—элеронами и рулями высоты (фиг. 2). Обычно такие рули высоты располагаются ближе к продольной оси самолета, чем элероны.

При таком расположении рулей высоты на крыле со стреловидной задней кромкой создается меньший продольный момент, чем в случае, если используются элероны в качестве рулей высоты. Следовательно, для отдельной системы управления самолет типа „Дельта“, имеющий почти прямую заднюю кромку крыла, является более подходящим.

Липпиш уделял, повидимому, много внимания проблеме продольного управления. Управление рулем высоты, расположенное за центром тяжести, обладает тем недостатком, что оно не действует непосредственно.

Увеличение угла атаки фактически осуществляется посредством уменьшения подъемной силы и наоборот. Из-за небольшого плеча относительно продольной оси у элеронов бесхвостых самолетов при использовании их как рулей высоты нельзя пренебрегать потерей подъемной силы и, согласно утверждениям Липпиша, это может быть источником неполадок при полете у земли.

В одном из своих патентов [65] Липпиш предлагает для бесхвостых самолетов со стреловидным крылом рули высоты прямого действия, т. е. органы управления, создающие при отклонении аэродинамическую силу, действующую перед центром тяжести, которая вызывает дополнительную подъемную силу в случае, когда необходимо обеспечить самолету подъем и уменьшение подъемной силы.

По заявлению Липпиша дополнительное преимущество таких органов управления заключается в том, что они не уменьшают устойчивости.

Липпиш предлагает три разных устройства:

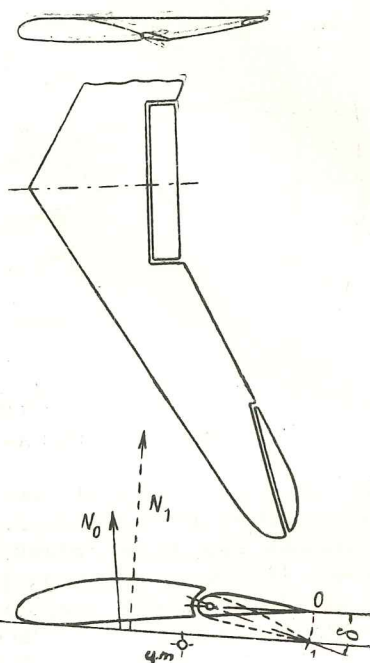
а) орган управления, образующий заднюю кромку средней части крыла перед центром тяжести (фиг. 36). Это достигается

лишь в случае сравнительно больших углов стреловидности и узких крыльев;

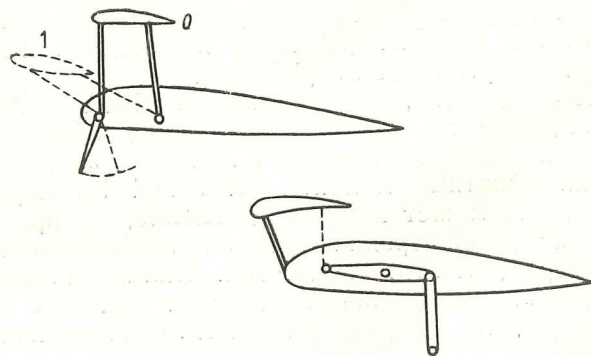
б) наружный отдельный орган управления, расположенный впереди средней части крыла или над ней перед центром тяжести (фиг. 37);

с) шарнирно закрепленная средняя часть крыла, угол атаки которой изменяется в полете. Эта средняя часть крыла, таким образом, образует руль высоты (фиг. 38).

Последнее устройство представляет особую ценность для крыльев со сравнительно малой стреловидностью. Однако оно по вполне понятным причинам никогда не испытывалось в натуральную величину. Согласно этим предложениям Липпиша изменение аэродинамической силы у органа управления, необходимое для создания продольного момента, может быть осуществлено либо регулиров-

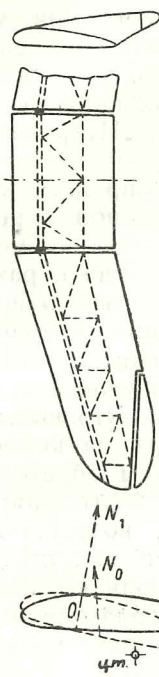


Фиг. 36. Управление рулем высоты прямого действия типа закрылков (Липпиш)



Фиг. 37. Наружные рули высоты прямого действия (Липпиш)

кой кривизны или угла атаки органа управления, либо параллельным смещением наружного органа управления в продольном направлении относительно центра тяжести (фиг. 37).



Фиг. 38. Продольное управление прямого действия, образуемое шарнирно закрепленной средней частью крыла (Липпиш)

Концевые элероны применялись на некоторых первых самолетах Блерио 1907—1908 гг. и первых бипланах Гупи. Плавающие элероны на концах крыла имелись, повидимому, на биплане Герринга и Болдуина „Красное крыло“ (1908 г.).

Значительно позднее — в 1920 г. — легкие самолеты „Клемм-Даймлер“ были оборудованы особым приспособлением на конце крыла для управления, действовавшим в соединении с обычным элероном. На этом же самолете „Клемм-Даймлер“ производились эксперименты и с плавающими элеронами [66]. Биплан „Гастамбид-Левавассер“ 1920 г. был оборудован концевыми элеронами на нижнем крыле. В 1922 г. Ленинг предложил „поперечный уравнитель давлений“, представлявший собой элерон, образованный продолжением передней кромки крыла вдоль размаха [67]. Преимущество этого устройства заключалось в том, что крыло освобождалось от скручивающих нагрузок, вызываемых отклонением элерона. Однако от этого приспособления отказались после испытания на летающей лодке.

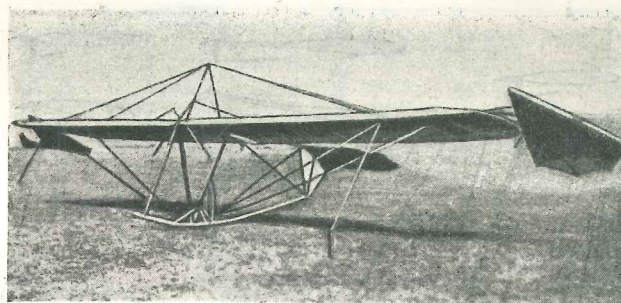
Планер Кирхнера „Ла Пруво“ 1927 г. имел элероны в виде шарнирно закрепленных концов крыла (типа Блерио) для обеспечения минимального веса конструкции крыла. Было установлено, что эти концевые элероны обеспечивали идеальное управление (ZFM, 1927 г., стр. 546) (фиг. 39).

Примерно в 1920 г. RAE (Британским государственным авиационным институтом) [68] было проведено исследование плавающих „межплоскост-

Плавающие элероны

Элероны, шарнирно закрепленные таким образом, что их нейтральное положение относительно хорды крыла автоматически регулируется в полете, являются самым старым типом элеронов.

Такие элероны, укрепленные на задней кромке крыльев, применялись в 1908—1910 гг. на старых „летающих этажерках“ Фармана, Зоммера и т. д., а также на моноплане „Антуанетт“ IV. Управление осуществлялось опусканием элеронов на той стороне, которую было желательно поднять. При этом возникали неблагоприятные дополнительные моменты рыскания, тем не менее большинство всех бипланов того времени имело такую систему управления.



Фиг. 39. Концевые элероны двойного назначения, применявшиеся с успехом на первом планере простейшей конструкции Шульца (ранние плавающие состязания в 1922 г.)

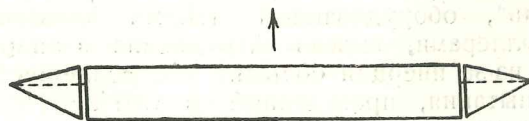
ных“ элеронов (расположенных между двумя крыльями бипланов) для обеспечения поперечной управляемости на малых скоростях.

Предполагалось, что плавающие элероны должны были не только создавать большие моменты крена и меньшие моменты рыскания, но и уменьшать тенденцию к авторотации. Испытания в аэродинамической трубе показали, что такие элероны действительно вызывали меньшие моменты рыскания, однако и моменты крена оказались меньше, чем предполагалось, кроме того, обнаружилось значительное лобовое сопротивление. Скорость авторотации и ее диапазон были уменьшены. Элероны в этой системе управления были соединены между собой и управление осуществлялось посредством соединительной тяги.

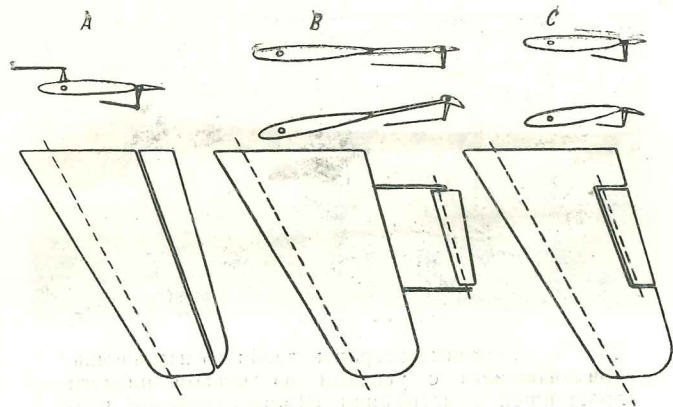
Приспособление для управления креном, состоявшее из двух плавающих крылышек, расположенных на и под крылом, было предметом патента Л. Бреге [69]. Из-за больших шарнирных моментов эти наружные элероны были снабжены сервокомпенсаторами, расположенными на двойных стойках.

В патенте Л. Бреге указывалось, что эти сервокомпенсаторы обеспечивают регулировку плавающих элеронов, а также управление на закритическом режиме путем проводки дифференциального управления.

В 1910 г. Х. С. Уайлблад — инженер, работавший в Индии, получил патент на плавающие концевые элероны [70]. Особенность этих элеронов заключалась в том, что при их отклонении получались лишь отрицательные углы атаки (фиг. 40). Этим путем достигалось управление креном, создающее благоприятные дополнительные моменты рыскания, что и являлось целью изобретателя. Ось плавающего элерона была расположена таким образом, что при нейтральном положении элерон должен был совпадать с плоскостью крыла. Кроме



Фиг. 40. Плавающие концевые элероны, предложенные Х. С. Уайлбладом в патенте 1910 г. Эти элероны могут иметь лишь отрицательные углы атаки



Фиг. 41. Плавающие концевые контроллеры Хилла для бесхвостых самолетов со стреловидными крыльями. На рисунке изображены три компенсатора, предложенные в британском патенте № 249572 за 1924 г.

того, предусматривался ограничитель, препятствующий достижению положительного угла атаки.

В 1926 г. Хилл ввел на своем самолете „Птеродактиль“ плавающие концевые контроллеры, служащие элеронами и рулями высоты. Отклонение этих контроллеров ничем не ограничивалось [71]. Особенность этого управления заключалась в том, что центр давления поверхностей управления находился за центром давления части крыла, создающей подъемную силу; кроме того, на контроллерах была предусмотрена статическая компенсация. В описании патента отмечалось, что эта система управления наиболее подходит к бесхвостым самолетам со стреловидным крылом.

Кроме того, Хилл предложил посредством триммера, управляемого летчиком, сделать управление креном, независимым от продольной балансировки (фиг. 41). Он предложил также применять большие по площади компенсационные устройства („relay“) для уменьшения усилий на ручку. Один из таких компенсаторов представлял собой триммер, введенный в контур контроллера (фиг. 41-С). Триммеры такого типа широко применяются на всех современных самолетах.

Основная идея плавающих концевых контроллеров Хилла заключалась в создании управления, остающегося эффективным при всех углах атаки ниже и выше критического; он считал также, что контроллеры на всех углах атаки имеют тенденцию демпфировать возмущения, вызываемые креном.

Так как плавающие контроллеры не могут, очевидно, вызывать срыва потока; предполагалось, что этим самым удастся избежать потери демпфирования крена $M_x^{u,z}$ и, таким образом, избежать авторотации [72].

Как уже указывалось, второй самолет „Птеродактиль“, оборудованный такими плавающими контроллерами, вызвал затруднения в пилотировании из-за инерции больших контроллеров [73].

Испытания, проведенные в США (НАСА) в аэродинамической трубе, позволили определить преимущества плавающих концевых органов управления [74]. Первый отчет относился к испытаниям прямоугольного крыла с симметричным профилем,

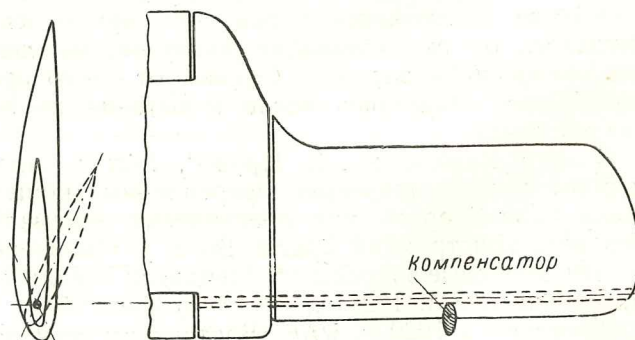
большой относительной толщины, к концам которого были шарнирно укреплены плавающие элероны такого же профиля.

К сожалению, ось шарнира была так близка к теоретическому положению фокуса, что при нулевой подъемной силе элерона была отмечена перекомпенсация элеронов. Возможно, что такое явление перемещения фокуса наблюдалось и у контроллеров на первых самолетах „Птеродактиль“.

Было проведено исследование для определения влияния соединенных плавающих элеронов, в результате которого было установлено, что для моментов крена отношение размаха элерона к размаху крыла имело большее значение, чем отношение их площадей. Обычно плавающий, хорошо уравновешенный элерон автоматически регулируется при небольшом отрицательном угле атаки по отношению к направлению полета. Это вызывается местным скосом потока вверх на конце основного неподвижного крыла. Таким образом, элерон создает до некоторой степени благоприятные индуктивные моменты рыскания, возрастающие с увеличением угла атаки подобно индуктивному лобовому сопротивлению крыла, однако движение крена вызывает небольшой неблагоприятный момент рыскания. Кроме того, момент крена уменьшается при критическом угле атаки.

Самолет Кертисс „Тэнеджер“, оказавшийся победителем при состязании на приз Гугенхейма в 1929 г., обязан своим успехом главным образом плавающим элеронам, укрепленным на концах нижнего крыла. Управление осуществлялось регулировкой взаимного соединения элеронов (фиг. 42). Благодаря щелевым предкрылкам на обоих крыльях этот биплан совершенно не был подвержен штопору и был хорошо управляем при полете на критическом угле атаки. В результате был достигнут диапазон скоростей, равный примерно 3,7.

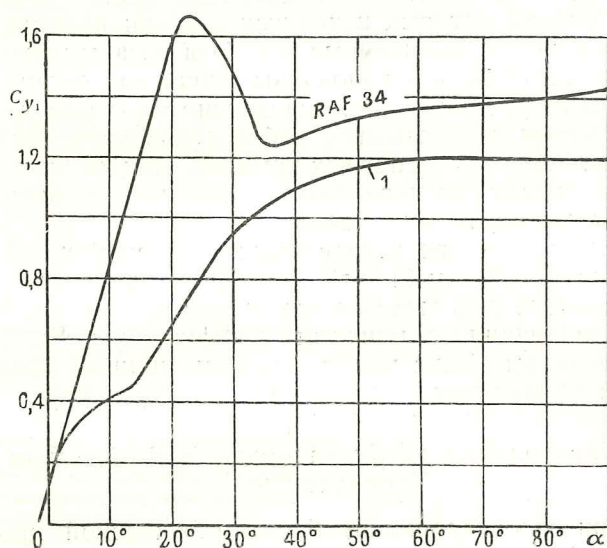
В 1930 г. А. Туссен провел экспериментальное и теоретическое исследование характеристик плавающих концевых элеронов [75]. Он расположил шарнир на 13% хорды и сбалансировал элероны относительно оси шарнира. Были выбраны прямоугольные и эллиптические крылья; изучалось также влияние шайб между крылом и элероном. Теоретические расчеты Туссена дали удовлетворительное совпадение с экспериментальными данными, которые в основном близко совпадают с



Фиг. 42. Плавающие элероны, образующие конец нижнего крыла (биплан Кертисс „Тэнеджер“ 1929 г.)

результатами исследования, проведенного в Америке.

Дальнейшие исследования, проведенные в США (НАСА) [76], показали, что плавающие концевые элероны на прямоугольном крыле увеличивают демпфирование крена, тогда как такие элероны на трапецевидном крыле уменьшают демпфирование крена, которое в данном случае меньше соответствующей величины для эквивалентного крыла без концевых элеронов. Эта разница вызывается, без сомнения, распределением потока по размаху. Кроме того, плавающие концевые элероны, за исключением длинных узких элеронов на прямоугольном крыле, не предотвращали демпфирования крена на критическом угле атаки. На трапецевидных крыльях плавающие концевые элероны не обеспечивали безопасности полета на критическом угле атаки, несмотря на то, что их отклонение не вызывало уменьшения моментов крена.



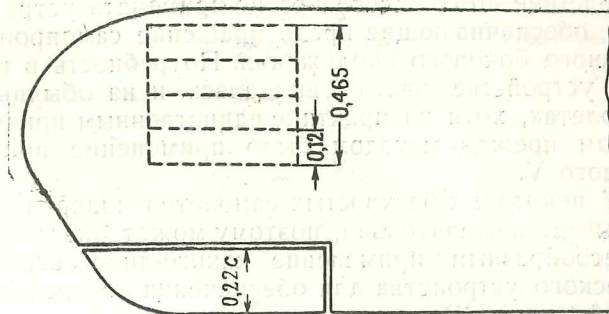
1 — RAF-34 с щелями и интерцептором

Фиг. 43. Комбинация обычных элеронов со спойлерами. Испытания в геттингенской аэродинамической трубе, проведенные для Хендли-Пейджа. Согласно результатам испытания авторотация отсутствовала

Летные испытания подтвердили, что плавающие концевые элероны не предотвращают авторотации.

В 1937 г. Х. А. Суле и В. Грэйси [77] провели сравнительные летные испытания плавающих и обычных элеронов на трапецевидном крыле.

Плавающие элероны были соединены между собой, они имели симметричный профиль толщиной 9%, и ось их шарнира была расположена на 17% за передней кромкой. Было установлено, что плавающие концевые элероны вдвое менее эффективны, чем обычные элероны. Однако плавающие элероны все же сохраняют на закритическом режиме некоторую, хотя и недостаточную, поперечную управляемость. Если не считать малой эффективности в отношении создания моментов крена, плавающие элероны можно считать нормальными; запаздывание или инертность в их действии не отмечались. При одинаковых усилиях на ручку схема плавающих элеронов позволяет



Фиг. 44. Шарнирно закрепленный многощелевой закрылок (типа спойлера) для управления при критическом угле атаки, предложенный Х. Б. Ирвингом (из R. & M. № 1251). Размеры даны в долях хорды

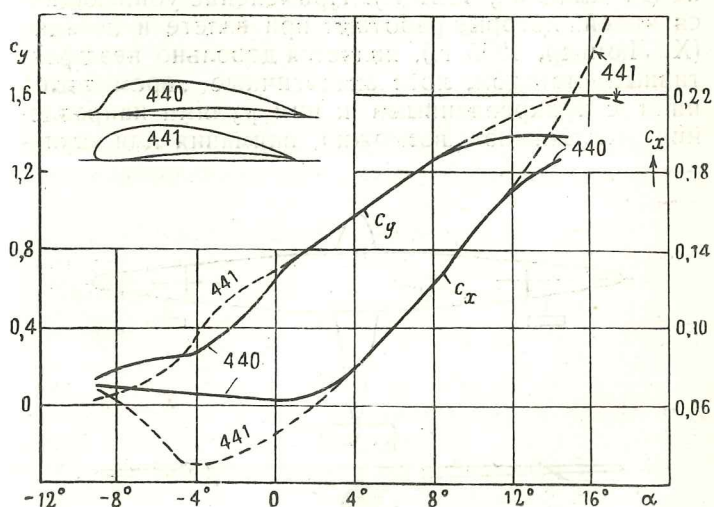
применять большие площади элеронов, чем обычная схема.

Плавающие элероны оптимальной конструкции и формы не оказывают, по видимому, большого влияния на максимальную скорость по сравнению с жестким крылом такого же размаха.

Однако плавающие элероны уменьшают вертикальную скорость, диапазон скоростей и максимальную подъемную силу по сравнению с эквивалентным крылом, имеющим органы управления типа закрылков. Применение шайб между жесткой частью крыла и плавающим концом не оказывает большого влияния. Если плавающие органы управления не имеют надлежащей статической балансировки или не соединены между собой, можно ожидать возникновения флаттера крыла. С конструктивной точки зрения применение плавающих концевых органов управления нежелательно, так как они увеличивают как размах крыла, так и вес конструкции.

Отклонение элеронов боковым скольжением

У бесхвостого самолета боковое скольжение при взлете и посадке особенно нежелательно, так как при этом теряется боковая устойчивость.



Фиг. 45. Влияние незначительной деформации носка профиля на подъемную силу и лобовое сопротивление (результаты испытаний в аэродинамической трубе геттингенской лаборатории)

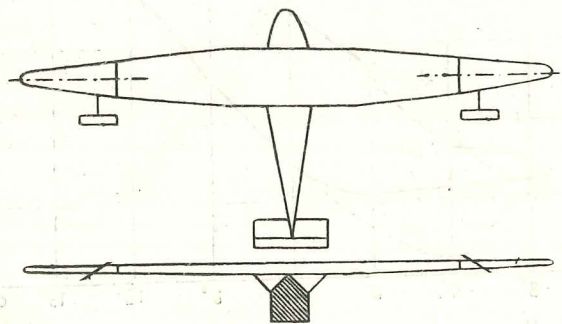
Вследствие этого целесообразно применять устройства, обеспечивающие предотвращение самопроизвольного бокового скольжения. Потребность в таком устройстве часто ощущалась и на обычных самолетах, хотя на практике единственным приемлемым прежде методом было применение поперечного V.

У некоторых бесхвостых самолетов поперечное V бывает нежелательно, поэтому может оказаться целесообразным применение какого-либо автоматического устройства для обеспечения поперечной устойчивости. Эта идея отнюдь не является новой и уже однажды была реализована на практике на транспортных бипланах, построенных фирмой „Армстронг-Уитворт“ для имперских авиалиний. Шарнирно укрепленное вертикальное крылышко („feeler“), расположенное под нижним крылом, служило указателем бокового скольжения. Его вращение относительно вертикальной оси подобно сервоуправлению вызывало отклонение элеронов.

Аналогичная идея была выдвинута Ф. Нагелем в 1924 г. [78]. В этом случае вспомогательное крылышко было прикреплено непосредственно к плавающим элеронам на концах крыльев. Это вспомогательное крылышко крепилось к элерону на двух параллельных стойках наклонно для того, чтобы на него действовал поток воздуха, набегающий сбоку (фиг. 46).

Позднее Р. Фогт (немецкая фирма Блом и Фосс) предложил конструкцию [79], которая должна была устранять любую тенденцию к спиральной неустойчивости. Вертикальные компенсационные крылышки для элеронов и рулей высоты были расположены попарно на каждом органе управления, причем два крылышка каждого органа управления отклонялись в противоположном направлении друг к другу. Кроме того, они имели разную площадь и действовали на разные рычаги. Это компенсационное устройство должно было уменьшать тенденцию к скольжению.

Другой метод заключается в применении в передней части крыла у его концов горизонтальных крылышек, действующих на управление при крене (Р. Яморкин, 1923 г.). Применение убирающихся килей, которые работают при взлете и посадке (Х. Люмбер, 1935 г.), является довольно неэффективным методом, хотя аналогичные „временные“ кили с прикрепленными к ним рулями направления заслуживают, возможно, внимания для управ-



Фиг. 46. Плавающий элерон с вынесенным крылышком для предотвращения бокового скольжения (Ф. Нагель, патент 1924 г.)

ления и для обеспечения устойчивости при маневрах на земле или вблизи нее.

Органы управления, расположенные внутри контура крыла

В историческом обзоре отмечалось, что русский бесхвостый моноплан ХАИ-3 был оборудован органами управления, расположенными на конце крыла и вместе с тем не являющимися частью задней кромки крыла¹. Такие органы управления предлагались в начале развития авиации, однако эксперименты с ними производились сравнительно редко.

Специальные типы контроллеров, расположенных внутри обвода крыла для обеспечения управления и устойчивости самолетов, являются предметом патентов Х. Л. Питта.

В соответствии с этим патентом органы управления, образующие значительную часть крыла у его концов, отклоняются относительно осей, точка пересечения которых находится впереди передней кромки крыла (скошенные оси). Эти органы управления могут быть установлены лишь под отрицательными углами атаки, вследствие чего они при отклонении не оказывают неблагоприятного влияния на закрутку основных крыльев. При их отклонении между их передними и задними кромками и крылом образуются щели.

В процессе предварительных испытаний в аэродинамической трубе это устройство дало многообещающие результаты в отношении устойчивости. В комбинации с концами диффузорного типа контроллеры Питта могут служить ценным средством управления.

Отрицательная закрутка крыла и S-образная вогнутость

При рассмотрении проблемы статической продольной устойчивости отмечалось, что изменение угла атаки к концу крыла имеет очень большое значение и что устойчивость самолета типа „летающая доска“ зависит целиком от S-образной вогнутости профиля.

Органы управления типа закрылков, расположенные на задней кромке, влияют на распределение углов атаки и изменяют также S-образность профиля. Таким образом, у бесхвостого самолета, устойчивость которого целиком зависит от формы профиля и распределения углов атаки по размаху, действие органов управления весьма ограничивается условиями устойчивости.

В большинстве случаев это усложняет систему управления и снижает эффективность органов управления.

Было внесено много предложений для обеспечения требуемого угла атаки по размаху при любой комбинации закрылков и органов управления вдоль задней кромки [80] (фиг. 48) (отрицатель-

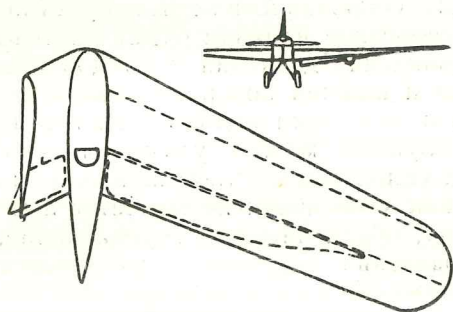
¹ Из-за отсутствия должной информации автор в этом случае ошибается. У ХАИ-3 были применены в качестве рулей поворота воздушные тормоза, аналогичные тем, которые применялись бр. Хортен на их планерах и самолетах (п р и м. р е д.).

ная закрутка крыла в случае стреловидного крыла и положительная при обратной стреловидности крыла).

Зольденгофф предложил для этой же цели органы управления треугольной формы в плане с заостренным наружным концом [81]. Было предложено располагать такие органы управления лишь на нижней поверхности крыла, а также применять постоянную отрицательную закрутку самого органа управления (фиг. 47).

Закрученные элероны, создающие эффект отрицательной закрутки, применялись на старых бипланах (например, Шнейдер — ZVGB-1, 1913 г., описание патента Корню № 330061, 1918 г.).

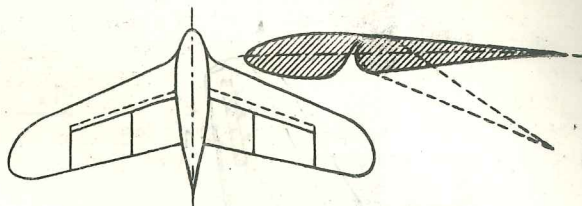
Липпиш ввел раздельное управление элеронами и рулями высоты для сохранения отрицательной закрутки. На его самолете DFS-193 были применены три пары закрылков, расположенных на задней кромке. У этого самолета-высокоплана задний закрылок служил одновременно и рулем высоты и элероном. Центральный закрылок служил для продольной балансировки, а внутренняя пара закрылков использовалась для увеличения подъем-



Фиг. 47. Форма органа управления бесхвостым самолетом, способствующая сохранению эффективной закрутки крыла (патент А. Зольденгоффа, 1929 г.)

ной силы и, как предполагалось, не должна была изменять продольной балансировки.

Братья Хортен уделяли большое внимание надлежащему сохранению отрицательной закрутки. Так, например, планер „Хортен“ IV подобно планеру „Хортен“ II имел три пары рулевых закрылков, расположенных почти по всему размаху, причем крайние из них были элероны. Посередине был установлен руль высоты, который можно было отклонять только вверх. Самый внутренний орган управления также служил рулем высоты, но отклонялся только вниз. Кроме того, эти три рулевых закрылка были соединены между собой: управление элеронами влияло на рули высоты, а наружные элероны при небольших отклонениях служили также вспомогательным управлением высотой. При каждой комбинации было гарантировано полное сохранение эффективной отрицательной закрутки. Стреловидность задней кромки планера „Хортен“ IV не вызвала затруднений из-за того, что каждая пара органов управления имела разные плечи относительно центра тяжести.



Фиг. 48. Устройство органа управления, предложенное М. Крамером (Германский научно-исследовательский авиационный институт, описание патента 648,122, 1936 г.). Хорда органа управления в центральной части крыла составляет больше половины хорды крыла и при отклонении органа управления вниз между ним и крылом образуется щель. Наружный орган управления всегда имеет меньший угол отклонения, чем внутренний, для сохранения эффективной отрицательной закрутки

Если бы эти затруднения проявлялись, можно было бы предположить, что действие неуравновешенного руля высоты скажется при круговом полете, делая невозможным установившийся вираж.

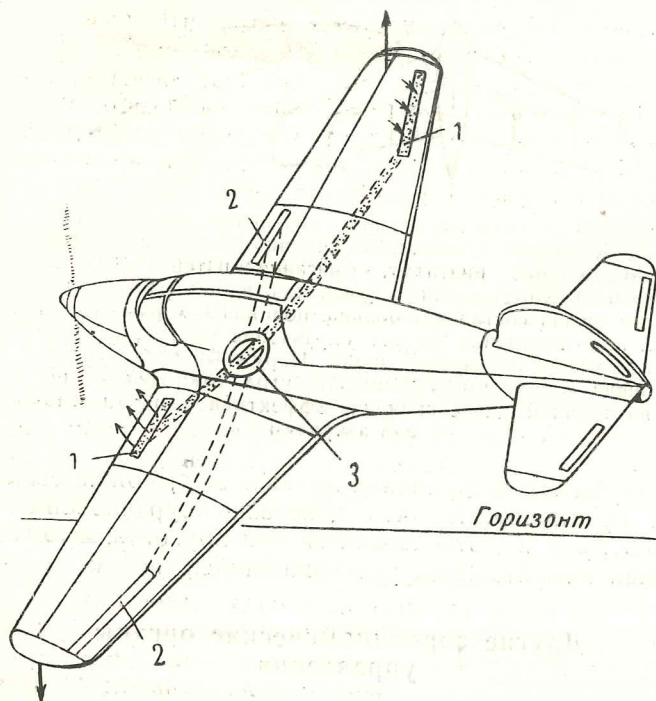
Другие аэродинамические органы управления

Возможности управления самолетом не столь ограничены, как это обычно предполагают. Выше уже упоминалось об управлении посредством перемещения центра тяжести и поворота винта или винтомоторной установки. Однако наиболее часто применяемые аэродинамические органы управления основаны на изменении аэродинамических сил, вызываемых изменением угла атаки или изменением кривизны профиля. Обычно оба эти изменения происходят одновременно. Их действие сводится к увеличению или уменьшению циркуляции, а следовательно, к изменению положения результирующей аэродинамической силы относительно центра тяжести.

Известно, что циркуляция потока вокруг профиля крыла может быть изменена без изменения угла атаки или кривизны. Между прочим, то обстоятельство, что подъемная сила может быть создана без какого-либо эффективного угла атаки, было обнаружено и исследовано примерно сто лет назад [87]. Вполне возможно, что при усовершенствовании бесхвостых самолетов необходимо будет применять органы управления и этого типа. Такие органы управления основаны на изменении циркуляции с помощью управления пограничным слоем.

Следует иметь в виду, что проблема в данном случае не тождественна проблеме, связанной с приспособлением для увеличения подъемной силы.

Удаление пограничного слоя отсасыванием не кажется рациональным средством аэродинамического управления на небольших или средних углах атаки, так как основное действие сводится к устранению отрыва пограничного слоя от поверхности крыла. При заданном же малом угле атаки отсасывание пограничного слоя поддерживает увеличение подъемной силы лишь в незначительной степени. Однако сдувание воздушной струи вдоль по верхней поверхности крыла или приведение в действие ротора у передней кромки вызывает



1—открытая щель, 2—закрытая щель, 3—клапан с каналом, поворачиваемый ручкой управления для соединения щелей

Фиг. 49. Управление креном посредством отсасывания пограничного слоя, предложенное Эллисом (фирма Виккерс-Армстронг)

увеличение подъемной силы независимо от угла атаки.

Таким образом, эффективность приспособления для увеличения подъемной силы не свидетельствует еще о его эффективности как органа управления.

Управление посредством отсасывания пограничного слоя у концов крыла является предметом патента Д. А. Эллиса 1937 г. [82] (фиг. 49).

Область низкого давления на верхней поверхности крыла, вблизи фюзеляжа, соединена воздухопроводом с щелью, расположенной вблизи задней кромки у конца крыла (где обычно создается область высокого давления под действием концевых вихрей, особенно у крыла со срезанными законцовками). Когда воздухопровод открывается с помощью клапана, включенного в систему управления, отсасывание пограничного слоя от конца крыла создает дополнительную местную подъемную силу. Это увеличение подъемной силы действует подобно отклоненному вниз элерону с той лишь разницей, что возникает меньшее лобовое сопротивление или она вообще не возникает. В принципе эта идея кажется простой, но она, видимо, не является справедливой при малых углах атаки, когда концевые вихри не оказывают большого влияния на крыло и индуктивное лобовое сопротивление невелико.

Р. Буссельмейер (фирма Мессершмитт) предлагал проводить отсасывание пограничного слоя посредством вспомогательных крылышек типа предкрылка [83] (фиг. 50).

Управление путем непосредственного увеличения циркуляции предусматривалось А. Бетцом в

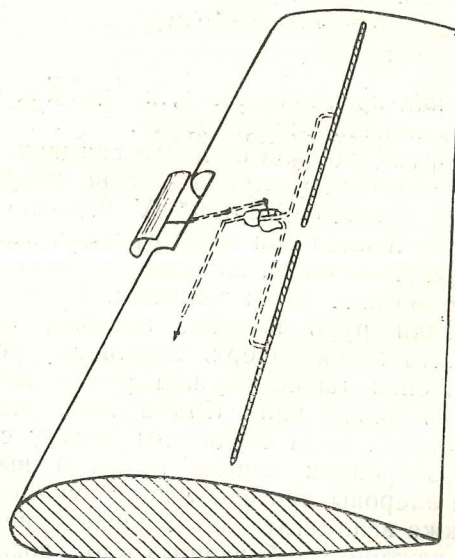
его патенте 1929 г. на комбинированное приспособление для отсасывания пограничного слоя [84].

При применении на самолетах типа „летающее крыло“ управления подъемной силой путем воздействия на пограничный слой крыла более целесообразно иметь комбинированную систему, использующую как отсасывание, так и давление. Эта комбинированная система может работать как для увеличения, так и для уменьшения циркуляции.

При расположении щелей и сопел на верхней и нижней поверхностях крыла могут быть получены весьма значительные моменты управления, так как на одной и той же площади органа управления развивается как положительная, так и отрицательная подъемная сила. При применении профилей с большой относительной толщиной вполне возможно, даже при полете на критическом угле атаки, увеличивать подъемную силу сдуванием пограничного слоя или уменьшать ее до нуля (или даже до отрицательных значений).

Такие профили требуются лишь для той части крыла, где располагается управление (например, для законцовок крыла), поэтому общее увеличение профильного сопротивления крыла будет невелико.

Более серьезное влияние будет оказывать, видимо, уравнивание давления у концов крыла между верхней и нижней поверхностями. В этом случае при использовании концов крыльев надлежащей конструкции можно улучшить управление подъемной силой посредством изменения циркуляции. Так как угол атаки не меняется при возникновении сил, обеспечивающих управление, то система управления сохраняет эффективность при любом положении самолета и при этом не следует опасаться изменения продольной балансировки и устойчивости.



Фиг. 50. Управление креном посредством отсасывания пограничного слоя, предложенное Буссельмейером (фирма Мессершмитт, 1937 г.). Отсасывание достигается с помощью дополнительного предкрылка. Отсасываемый воздух может быть направлен из внутренней щели в наружную для управления или увеличения подъемной силы

Учитывая все вышеизложенное, можно прийти к выводу, что управление подъемной силой посредством изменения циркуляции удовлетворительно решало бы большинство проблем, связанных с устойчивостью и управляемостью бесхвостого самолета. Следует иметь в виду, что сдувание потока воздуха (или газа) уменьшает лобовое сопротивление самолета вследствие создания реактивного компонента в поступательном направлении. Это не только улучшает управляемость (например, благодаря созданию благоприятных моментов рыскания для управления креном), но означает также, что маневры при управлении не ухудшают летных данных самолета.

Если применять управление подъемной силой, посредством изменения циркуляции, в качестве руля высоты, то можно себе представить два варианта его действия: либо непосредственное действие (т. е. путем обеспечения большей подъемной силы без увеличения угла атаки) или действие путем создания продольных моментов, влияющих на угол атаки. В случае первого варианта управления на взлете и при посадке можно было бы получить большую подъемную силу на сравнительно небольших углах атаки. Большие же углы атаки, как известно, особенно нежелательны при применении реактивного двигателя и, кроме того, на меньших углах атаки управление рысканием при взлете было бы более надежным, чем на бесхвостых самолетах, управляемых рулем направления.

Хотя система подобного управления, пожалуй, не должна быть сложнее обычной системы управления большого самолета, однако ее безусловным дефектом является зависимость от действия силовой установки.

Не совсем ясно, насколько этот дефект будет препятствовать введению таких органов управления на многомоторных самолетах. Во всяком случае этот вопрос заслуживает дальнейшего экспериментирования и разработки для его практического разрешения.

Несомненно, что сейчас, когда уделяется так много внимания нагнетателям, компрессорам для газовых турбин, реактивным двигателям и вспомогательным силовым установкам, могут быть найдены способы и средства получения моментов управления без помощи отклоненных органов управления, по крайней мере, на очень больших летающих крыльях.

В каждом отдельном случае необходимо определять, насколько выгодно избавиться от обычных органов управления, учитывая их преимущества и недостатки (относительная неэффективность при некоторых условиях, большие усилия на ручке, опасность флаттера и обледенения органов управления, потеря подъемной силы, дополнительное лобовое сопротивление).

Другим отклонением от обычных органов управления является применение направленного потока или газа. При применении реактивного двигателя это является, повидимому, естественным решением. Такая система управления удовлетворительно разрешила бы многие проблемы, связанные с управлением и устойчивостью бесхвостых

самолетов. Если представить себе, что разобранные нами необычные системы управления получают права гражданства, то при этом, разумеется, возникнут и новые проблемы, как, например, запаздывание между отклонением органа управления и его действием, и аварийное управление в случае отказа системы компрессора.

Аварийное управление

К управлению, в широком смысле этого слова, относятся также и приспособления, действующие лишь в особых случаях, в частности при авариях. К этой категории можно причислить аэродинамические тормозы. Крыльевые аэродинамические тормозы уже рассматривались нами ранее. Кроме таких тормозов, предлагались также и тормозные парашюты. Такое приспособление применялось с успехом на двухмоторных бомбардировщиках Дорнье во время войны 1939 — 1945 гг. У этого бомбардировщика кормовая часть фюзеляжа превращалась в мощный хвостовой парашютный тормоз, который мог применяться лишь один раз в течение полета. Такого рода приспособления можно было бы применять с экспериментальной целью и на бесхвостых самолетах, за исключением, правда, одномоторных самолетов с толкающим винтом.

Аварийное управление наиболее необходимо при штопоре. Хотя можно сконструировать самолеты, безопасно выходящие из любого штопора или совершенно не входящие в штопор, однако увеличение нагрузки на крыло и улучшение летных данных самолета делают опасным самопроизвольный штопор.

Соединение воздухопроводов со щелями, открывающимися на верхней поверхности крыла, могло бы значительно повысить безопасность без ухудшения аэродинамического качества [85]. Это представляет собой другой метод использования управления пограничным слоем для управления самолетом.

Вполне возможно использовать одну и ту же установку как для обычного управления (сдувание пограничного слоя воздуха), так и для аварийного управления, устраняющего авторотацию (уравновешивание давления у концов крыла).

Для выхода из штопора можно с успехом применять ракеты, установленные на концах крыла. Их действие уменьшит угол атаки и будет препятствовать вращению. Для замедления вращения могут быть до некоторой степени полезны противостопорные парашюты, укрепленные на концах крыла, но они, видимо, менее эффективны.

БИБЛИОГРАФИЯ

1. F. E. Weick and R. T. Jones. NACA, Tech. Rep. 605, p. 13.
2. A. G. Baumhauer. „Journ. Roy. Aeron. Soc.“, 1939, p. 352.
3. S. B. Gates. R. & M., 636.
4. F. E. Weick and R. T. Jones. NACA, Tech. Rep. 570.
5. „L'Aéronautique“, vol. 1921, p. 113.
6. H. Reissner. Germ. Pat. Spec., № 209, 261.
7. Viz., Germ. Pat. Spec., № 625, 880 of 1936.