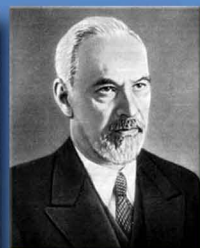
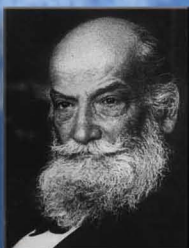
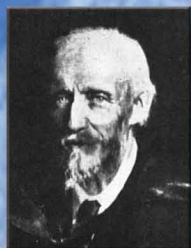


П. Карман

АЭРОДИНАМИКА



R&C
Dynamics

AERODYNAMICS
Selected Topics in the Light of
Their Historical Development

THEODORE VON KÁRMÁN
FORMER DIRECTOR OF THE GUGGENHEIM AERONAUTICS
LABORATORY, CALIFORNIA INSTITUTE OF TECHNOLOGY

CORNELL UNIVERSITY PRESS
Ithaca, New York

ТЕОДОР ФОН КАРМАН

АЭРОДИНАМИКА

Избранные темы в их историческом развитии

Перевод Е. В. Богатыревой
под редакцией д. ф.-м. н. А. В. Борисова

R&C
Dynamics

РХД
Москва

2002

Интернет-магазин
MATHESS

<http://shop.rcd.ru>

- ф и з и к а
- м а т е м а т и к а
- б и о л о г и я
- т е х н и к а

Внимание!

Новые проекты издательства РХД

- Электронная библиотека на компакт-дисках
<http://shop.rcd.ru/cdbooks>
 - Эксклюзивные книги — специально для Вас любая книга может быть отпечатана в одном экземпляре
<http://shop.rcd.ru/exclusive>
-

Карман, Т. фон

Аэродинамика. Избранные темы в их историческом развитии. — Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001, 208 стр.

Книга представляет собой обзор основных достижений гидро и аэромеханики, написанный крупнейшим механиком Т. фон Карманом. Книга написана в живой и увлекательной форме, содержит множество исторических подробностей. Вместе с тем по ней можно получить основные сведения почти о всех разделах механики жидкости и газа.

Для широкого круга читателей — студентов и аспирантов, специалистов.

ISBN 5-93972-094-3

© Перевод на русский язык,

НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001

<http://rcd.ru>

Памяти моей сестры
ЖОЗЕФИНЫ ДЕ КАРМАН,
чье нежное дружеское общение
обеспечило мне душевное спокойствие,
необходимое для научных размышлений

Мессенджеровские лекции

Основу этой книги составили шесть лекций, прочитанных в Корнеллском университете в марте 1953 года, а именно, Мессенджеровских лекций *О развитии цивилизации*. Этот цикл основал и предложил его название Хайрем Дж. Мессенджер, бакалавр литературы, доктор философии, Хардфорт, Коннектикут, который завещал часть своих средств Корнеллскому университету на ежегодное чтение «курса или курсов лекций по развитию цивилизации с определенной целью повышения моральных норм нашей политической, деловой и общественной жизни». Лекторство было основано в 1923 году.

Оглавление

Предисловие	8
ГЛАВА I. Аэродинамические исследования до эры полетов	10
ГЛАВА II. Теория подъемной силы	39
ГЛАВА III. Теории сопротивления и поверхностного трения	68
ГЛАВА IV. Сверхзвуковая аэродинамика	108
ГЛАВА V. Устойчивость и аэроупругость	147
ГЛАВА VI. От воздушного винта к космической ракете .	166
Предметный указатель	197

Предисловие

Это краткое описание основных принципов аэродинамики и исторического развития аэродинамического мышления должно было появиться в 1953 году, в юбилейный год активного полета. Загруженность делами помешала мне закончить рукопись к первоначально планируемой дате, но теперь я счастлив, что эта небольшая книжка предстанет перед читателем после потока публикаций, посвященных внушительным достижениям истекших первых пятидесяти лет эпохи полетов.

Я писал эту книгу не только для того, чтобы представить сентиментальный или трогательный обзор достижений авиации за последние пятьдесят лет, но скорее для того, чтобы, во-первых, дать некоторое представление о размышлениях в области аэродинамики читателю, знакомому с действительностью авиации, но менее знакомому с теориями, лежащими в ее основе; во-вторых, напомнить всем, кто занимается изучением или использует аэродинамическую науку в своей профессиональной деятельности, сколько умственных усилий нужно было приложить, чтобы приблизиться к пониманию основополагающих явлений, которое современный студент без труда получает из книг и лекций.

Хотелось бы выразить искреннюю признательность за помощь и поддержку, полученную от многих людей. В первую очередь, меня замечательным образом поддержали Уильям Р. Сирс, Мейбл Р. Сирс и многие другие представители аспирантуры авиационного проектирования и строительства и факультета Корнеллского университета как при подготовке лекций, которые привели к публикации этой книги, так и при подготовке окончательного варианта рукописи. Профессор Итиро Тани помог в сборе данных и составлении библиографии, а также провел специальные исследования по некоторым вопросам, затронутым в этой книге. Я очень благодарен доктору Франку Дж. Малине за чтение рукописи. В ней учтены многие из его ценных замечаний. Наконец, я в долгу перед издательством Корнелл Юниверсити Пресс за редакторскую помощь и блестяще изданную книгу.

*Пасадена, Калифорния,
март 1954*

ТЕОДОР ФОН КАРМАН



Леонардо да Винчи (автопортрет)



Сэр Исаак Ньютон



Сэр Джордж Кейли



Жан Лерон Даламбер

ГЛАВА I

Аэродинамические исследования до эры полетов

В 1953 году мы отметили пятидесятилетнюю годовщину полета человека. Развитие летательного аппарата от довольно примитивного хитроумного изобретения братьев Райт до сложного и эффективного современного высокоскоростного самолета производит глубокое впечатление. И все же если во время полета я попадаю в воздушные ямы или вынужден часами ожидать в аэропорту из-за погоды, или же просто из-за невежества метеорологов, то я сомневаюсь, является ли наше достижение таким удивительным. Тем не менее, мы добились успеха, преодолев звуковой барьер, а рекорды по продолжительности и беспосадочности перелетов намного превосходят те расчеты, которые я считал возможными сорок пять лет назад, когда только еще начал интересоваться аэродинамическими исследованиями.

Однако, когда я вспоминаю уровень знаний того времени относительно механики полета и теории воздушного потока, то мне представляется, что, параллельно с развитием технологий авиационного строительства и проектирования, наука аэродинамика проделала путь едва ли менее значительный. Наше знание причин «почему мы можем летать» и «как мы летаем» достигло довольно впечатляющих размеров как по масштабу, так и по глубине.

Темой этой книги является краткое изложение наиболее существенных сторон этого научного прогресса. По истории авиации — истории завоевания воздуха — опубликовано много книг. Однако в своей работе я не касаюсь достижений в области конструкции самолетов — или, в общем смысле, проектирования самолетов. Вместо этого, мне хотелось бы описать прогресс в области аэродинамики, являющейся одним из разделов теоретической физики. Это не такая впечатляющая тема по сравнению с некоторыми другими разделами теоретической физики, которые по некоторым причинам стали весьма популярными.

Одни области теоретической физики пришли к размышлениям о происхождении и истинной природе вселенной, другие начали подвергать сомнению философские убеждения, вроде законов причинности, которые на протяжении веков считались неоспоримыми. Наконец, основные достижения в физике привели к техническим изобретениям, ужасающим по своей сути, и выработке энергии небывалой величины. Читатель догадается, что я имею в виду, в частности, теорию относительности, квантовую механику и ядерную физику. Мы, специалисты по аэродинамике, всегда скромнее и не пытаемся изменить основные представления человеческого разума или вмешиваться в дела милостивого Господа или божественного Провидения!

Тем не менее, я считаю, что развитие аэродинамической науки в течение полувека полетов человека должно вызвать всеобщий интерес не только среди читателей, занимающихся ее вопросами. Это редкий пример сотрудничества между «людьми математики», как их называет мой друг Эрик Т. Белл, и инженерами-творцами. Математические теории из удачных охотничьих заказчиков чистых математиков оказались подходящими для описания воздушного потока, создаваемого самолетом, с такой замечательной точностью, что их можно было непосредственно применить к конструированию самолета. Этот факт очень поражает, если его сравнить с мнением, высказанным специалистом в 1879 году, которое я нашел в четырнадцатом ежегодном отчете Общества по аэронавтике Великобритании, предшественника современного Королевского Общества по аэронавтике: «Математика до настоящего времени оказалась совершенно бесполезной для нас в том, что касается полетов».

Честь за то, что указанное утверждение оказалось неправильным, следует воздать создателям аэродинамической теории второй половины прошлого века, а сейчас даже инженеры и конструкторы самолетов признают, что оно не является истинным.

Период легенд и художественного вымысла

Каждый историк авиации начинает с легендарных примеров, которые, по крайней мере, показывают сильное желание человечества летать как птицы. Однако в большинстве этих известных историй нет многих элементов аэродинамического мышления или опыта. Мы знаем, например, миф о Дедале и Икаре. Здесь единственный показатель



Рис. 1. Вёлунд-кузнец (*вверху*) в своем «одеянии из перьев» (Из книги К. М. Buck *The Wayland-Dietrich Saga* [London, 1924].)

специальных знаний заключается в том, что летающие люди не знали о жаростойких материалах; аэродинамическая сторона полета не описана. В Библии (Притчи 30: 18, 19) Соломон, сын Давида и царь Израиля, приводит слова Агура, сына Иакеева, сказав:

Три вещи непостижимы для меня, И четырех я не понимаю.

И в качестве первой он указывает:

Пути орла на небе¹.

Здесь человек, по крайней мере, признает свое незнание аэродинамики. (Остальные три «вещи» предоставлю искать самому читателю. Последнюю часто приводят в качестве цитаты.)

¹ Библия, Ветхий Завет, Книга Притчей Соломоновых. Изд. Российского Библейского Общества, Москва, 1994, с. 671.

В легенде, рассказанной в одной из эдд скандинавской мифологии, присутствуют некоторые наблюдения аэродинамического характера. По-видимому, один человек, кузнец Вёлунд, ремесло которого заключалось в изготовлении оружия, также создал крылья, которые прикреплялись к его телу. Несомненно, он был очень злым человеком, поскольку, как мы видим (рис. 1), он поднимал своих врагов в воздух и затем бросал их с высоты, чтобы убить.

В соответствии с сагой, записанной, возможно, в тринадцатом веке [1], но сложенной в пятом веке или ранее, Вёлунд, закончив делать свои первые крылья, задумал вместе с братом Эгилем испытать их, т. е. совершить пробный полет.

Брат спросил его: «Как я его совершу? Я ничего об этом не знаю».

Промолвил Вёлунд медленно и выразительно,

...

«Против ветра должен ты подняться легко,

...

Затем, когда ты будешь снижаться, лети по ветру».

Эгиль надел, как ему сказали, это одеяние из перьев

И вскоре взлетел высоко в воздух, быстрый как птица,

Легко и свободно как ввысь, так и вниз.

Но когда он захотел спуститься на землю,

Повернувшись, он полетел очень быстро по ветру,

И головой вперед его перенесло на землю, и в своем падении

С большим трудом спас он свою голову.

Вот что сказано в эдде.

Затем Эгиль спросил Вёлунда: «Как это может быть? Твои крылья хороши для взлета, но ненадежны при посадке! Должен признаться — добавил он, — что если бы они действительно были хороши, я бы не отдал их».

Вёлунд ответил:

«Когда я приказал,

Что ты должен совершить свой спуск по ветру,

Я сказал тебе неправду... Я не совсем доверял тебе.

...

Запомни, что каждая птица, которая летает,

Поднимается против ветра и также спускается».

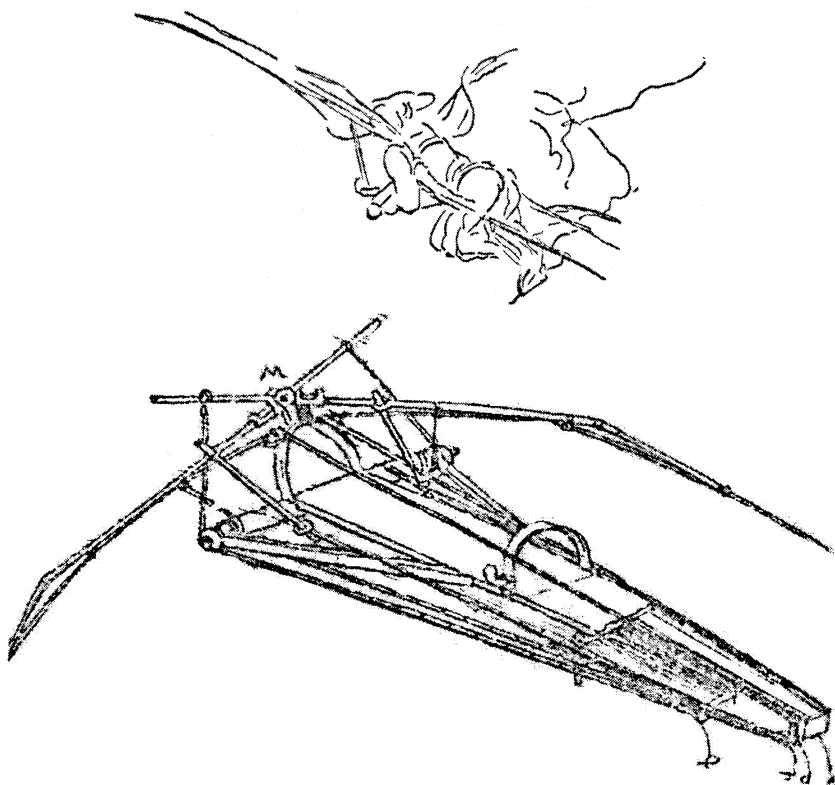


Рис. 2. Чертеж орнитоптера Леонардо да Винчи.

Если мы обратимся от легенды к истории, то увидим, что многие великие люди с художественным воображением изучали основные принципы полета птиц и размышляли о возможности полета человека. Рисунки и записные книжки Леонардо да Винчи (1452–1519) представляют отличный пример подобных исследований [2].

По-видимому, он рассматривал два способа полета. Один состоял в имитации полета птицы. На рис. 2 мы видим человека, снабженного парой крыльев и машущего ими подобно птице. Сегодня летательный аппарат подобного типа мы можем назвать *орнитоптером*. Другой спо-

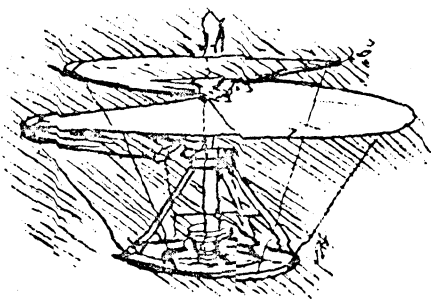


Рис. 3. Чертеж вертолета Леонардо да Винчи.

соб основывался на воздушном винте, который бы проходил сквозь воздух, мы называем его винтом Архимеда (рис. 3). Это предшественник современного *вертолета*. Отличительный признак, лежащий в основе обеих предложенных систем, заключался в вере в то, что поддержание веса тела и движение вперед должны выполняться одним и тем же механизмом. Этот принцип верен для птицы, чье движение вперед и поддержание веса вызваны движением одних и тех же крыльев. Он также верен для вертолета. Мысль об имитации полета птицы господствовала в умах изобретателей в течение веков. Однако некоторые из них признавали ограниченность простого копирования природы. Как однажды заметил Хайрем Максим, один из пионеров воздухоплавания в Великобритании: «Основа удачного локомотива — не подражание слону».

Основные понятия: законы сопротивления воздуха Ньютона

Я хочу ограничиться описанием динамического полета, т. е. рассмотреть летательный аппарат, который тяжелее воздуха. Развитие летательных аппаратов легче воздуха проходило более-менее независимо, по крайней мере в том, что касается свободного аэростата. Принцип поддержания с помощью гидро- или аэростатической подъемной силы понимали с тех пор, как Архимед сформулировал свой знаменитый закон. Удачные эксперименты братьев Монгольфье предшествовали любым серьезным экспериментам, нацеленным на динамический полет,

который означает поддержание с помощью сил, созданных в воздухе движением твердых тел. Аэродинамика, дополнительно к аэростатике, занялась изучением задачи полетов на аэростате, когда была предложена движущая сила аэростата. Подобные предложения появились очень скоро после первых успехов свободных аэростатов. Бенджамин Франклин был одним из первых, кто размышлял в этом направлении, т. е. направлении, приведшем к созданию дирижаблей.

Вернемся к проблеме летательного аппарата тяжелее воздуха. Как я уже говорил, идея поддержания с помощью машущих крыльев или винта предшествовала идее твердых летательных аппаратов.

Мысль о том, что поддержания можно достигнуть с помощью движущихся наклонных поверхностей в направлении полета, при условии, что у нас есть механическая энергия, чтобы уравновесить сопротивление воздуха, препятствующего этому движению, возможно впервые ясно выразил англичанин сэр Джордж Кейли (1773–1857) (его надо отличать от математика Артура Кейли) в своих статьях по воздушной навигации, опубликованных в 1809–1810 годах [3]. Он принадлежал к группе энтузиастов, которые пытались решить проблему полета опытным путем, создавая модели и изучая полет птиц. Однако в своей статье он четко определил и разделил задачу поддержания веса, или на современном научном языке задачу подъемной силы, и задачу лобового сопротивления, т. е. элемент общего сопротивления, который действует против направления полета и должен быть скомпенсирован движущей силой с тем, чтобы поддержать горизонтальный полет.

Кейли сделал несколько утверждений, доказывающих проницательность своих наблюдений о влиянии линий обтекания на сопротивление, например, в случае веретенообразных тел. Он говорил, согласно записи в своей *Записной книжке по вопросам аэронавтики и другим* (*Aeronautical and Miscellaneous Note-Book*) [4]: «С помощью эксперимента установлено, что для уменьшения сопротивления форма задней части веретена имеет не меньшее значение, чем форма передней его части». Кейли довольно скептически относился к тому, что теоретическая наука внесет существенный вклад в область исследования полетов:

«Однако я боюсь, что вся эта тема такая неясная по существу, что ее полезнее исследовать с помощью эксперимента, чем на основе рассуждений [под этим он, несомненно, понимал теоретическое обоснование], и в отсутствие любых

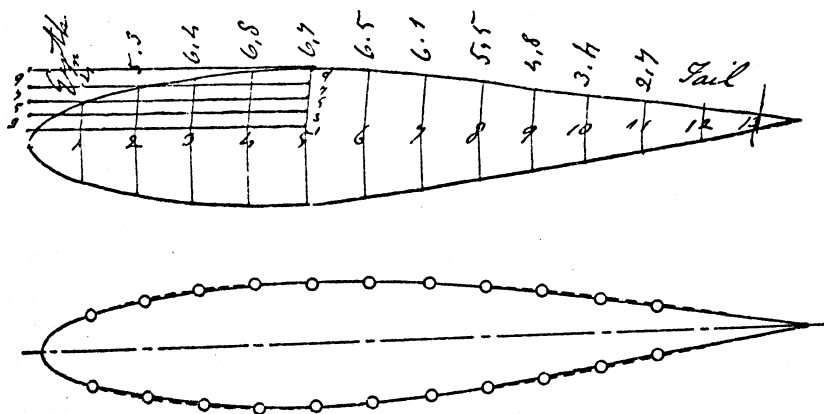


Рис. 4. Вверху: чертеж сэра Джорджа Кейли профиля форели. (Рисунок из *Записной книжки по вопросам авиации и другим сэра Джорджа Кейли* [Кембридж, 1933]). Внизу: сравнение профиля форели Кейли с современным аэродинамическим профилем малого сопротивления. Круги показывают форель; — NASA 63A016. — LB N-0016.

убедительных доказательств того и другого единственный остающийся способ — это копирование природы; поэтому я приведу в качестве примера тела форели и вальдшнепа».

В *Записной книжке*, опубликованной после смерти Кейли, находим чертеж, воспроизведенный на рис. 4. Кейли получил профиль, показанный на рисунке, измерив периметры различных поперечных сечений форели и разделив измеренные длины на три. Интересно отметить, что форма его профиля почти точно совпадает с некоторыми современными аэродинамическими профилями малого сопротивления, что можно увидеть на рисунке.

Таким образом, о принципе самолета, какой мы знаем сейчас, то есть твердого летательного аппарата, впервые заявил Кейли. Но для того, чтобы понять дальнейшее развитие самолета и оценить трудности, с которыми столкнулись пионеры авиации, мы должны рассмотреть состояние знаний в области аэродинамики во времена Кейли, и особенно знаний о силах, влияющих на твердые тела, движущиеся через текучую среду типа воздуха. Для того, чтобы кратко обрисовать

знания и точки зрения, преобладающие в то время, мы должны вернуться назад в эпоху, когда была создана наука механика.

Аристотель (384–322 до н.э.) упоминал о задаче твердых тел, движущихся в воздухе. Но поскольку он считал, что всегда существует сила, необходимая для того, чтобы поддерживать равномерное или даже замедленное движение, то он искал силу, которая толкает вперед летящий мяч, вместо того, чтобы искать силу, которая сопротивляется движению.

Галилео Галилей (1564–1642) признавал закон инерции, и верно понимал сопротивление воздуха. Он наблюдал, что движение маятника медленно гасится сопротивлением воздуха, и фактически пытался определить зависимость сопротивления воздуха от скорости.

Однако первую теорию сопротивления воздуха, выведенную на основе принципов механики, дал сэр Исаак Ньютон (1642–1727) в *Началах* (*Philosophiae Naturalis Principia Mathematica*) [5]. Во-первых, он ясно сформулировал, что силы, действующие между твердым телом и жидкостью, одинаковы, движется ли тело с некоторой равномерной скоростью через жидкость, первоначально находящуюся в состоянии покоя, или же жидкость движется с той же скоростью против тела¹. Затем в тридцать третьем положении раздела 7 книги II он высказал три общих утверждения, справедливые для тел подобной формы. В этих трех утверждениях говорится, что силы, действующие на два геометрически подобных тела, которые двигаются в жидкостях с различной плотностью, пропорциональны:

- а) квадрату скорости;
- б) квадрату линейных размеров тела, и
- в) плотности жидкости.

По Ньютону, эти утверждения следуют из основных законов механики на основе следующего доказательства. Рассмотрим тело в состоянии покоя, омываемое первоначально равномерным потоком жидкости с заданной скоростью. Сила, действующая на тело, может быть вызвана центробежными силами вследствие отклонения жидкости или воздействия частиц жидкости. В обоих случаях скорость изменения

¹В механике Ньютона это утверждение появляется как частный случай его принципа относительности. Что же касается взаимодействия между телом и воздушным потоком, то о нем заявлял Леонардо, сказав: «Сопротивление предмета воздуху в состоянии покоя равно сопротивлению воздуха, движущегося против предмета в состоянии покоя» [6].

количества движения (количество движения = масса \times скорость), созданного в жидкости, пропорциональна плотности жидкости и квадрату скоростей отдельных частиц, вовлеченных в движение, поэтому, при условии подобия течения, она пропорциональна квадрату скорости невозмущенного потока жидкости.

Поскольку в соответствии с общими законами Ньютона, сила, действующая на тело или частицу, равна изменению ее количества движения, то все силы, созданные в жидкости, а также равнодействующая сила, действующая между твердым телом и жидкостью, пропорциональны плотности жидкости и квадрату скорости потока жидкости. Пропорциональность силы квадрату линейных размеров тела легко следует из соображений геометрического подобия, поскольку рассматриваются только силы давления.

Формула или закон, известный обычно как закон квадрата синуса сопротивления воздуха Ньютона, относится к силе, действующей на наклонную плоскую пластину, омываемую равномерным воздушным потоком. Его много обсуждали в связи с проблемой полета; в действительности его нельзя найти в работах Ньютона. Его вывели другие исследователи на основании метода вычисления, используемого Ньютоном при сравнении сопротивления воздуху тел различной геометрической формы. В тридцать четвертом положении своей книги он рассчитал полную силу, действующую на поверхность сфер, а также на цилиндрические и конические тела, вычислив и добавив силы, вызванные воздействием частиц воздуха, которые предположительно двигаются по прямой линии до тех пор, пока не ударяются о поверхность. Та же мысль, примененная к расчету силы, действующей на наклонную плоскую пластину, приводит к формуле

$$F = \rho S U^2 \sin^2 \alpha,$$

где ρ — плотность жидкости, S — площадь пластины, U — скорость пластины, а α — угол наклона¹. Сила F направлена перпендикулярно поверхности. Величина $\rho S U \sin \alpha$ несомненно является потоком массы в единицу времени через поперечное сечение, $S \sin \alpha$, равное проекции пластины, перпендикулярно первоначальному направлению течения (рис. 5). Предполагается, что после столкновения частицы следуют по направлению пластины. Затем получаем изменение количества дви-

¹Угол атаки. — Прим. пер.

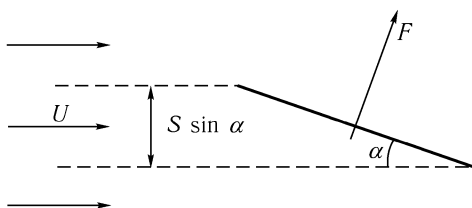


Рис. 5. Чертеж, иллюстрирующий теорию Ньютона. Предполагается, что масса жидкости, отклоняемая пластиной, является массой, проходящей через поперечное сечение $S \sin \alpha$. U — скорость полета, S — площадь пластины, α — угол наклона и F — сила.

жения массы жидкости, попадающей на пластину в единицу времени, умножив эту массу на составляющую скорости $U \sin \alpha$, возникающую вследствие столкновения.

Отметим, что в соответствии с конкретным предположением относительно природы потока жидкости была рассчитана только зависимость силы от угла наклона, в то время как ее зависимость от плотности, размеров и скорости определена на основании общих механических принципов.

Экспериментальные методы в ранней аэродинамике

За два века между публикацией *Начал* Ньютона и датой первого механического полета, было проведено огромное количество наблюдений для определения сопротивления, испытываемого телом. У доказательства Ньютона было одно великое достоинство. Он говорил о *текущих средах* вообще и указал, что один и тот же закон применим как к воде, так и к воздуху. Силы пропорциональны относительным плотностям. Это утверждение дало возможность применить результаты измерений, сделанные в воде, к движению в воздухе, и наоборот. Конечно, оно явилось великим шагом вперед.

В длинном перечне экспериментаторов, инженеров и физиков, мы найдем имена многих известных ученых. Эдм Мариотт (1620–1684) измерил силу, действующую на плоскую пластину, погруженную в поток воды. Эксперименты Жана Шарля де Борда (1773–1799) включали тела различной формы; он приводил тела в движение в воде с помощью

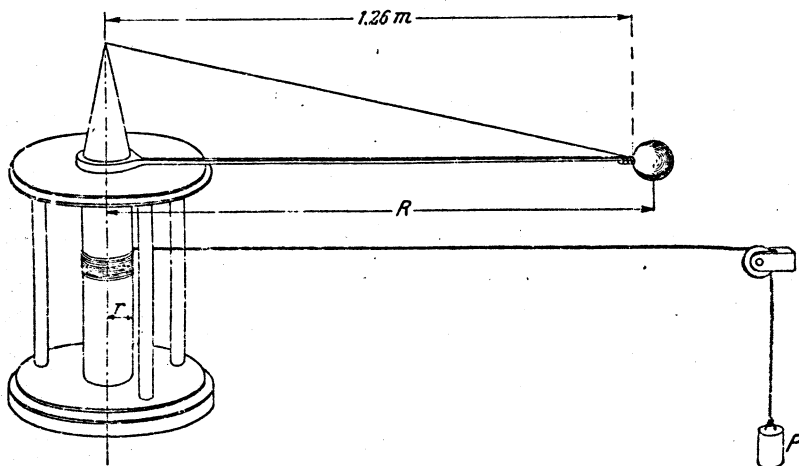


Рис. 6. Карусельная установка Бенджамина Робинса. (Из книги *Handbuch der Experimentalphysik* [Leipzig, 1931], IV, Teil 2; воспроизводится с разрешения Akademische Verlagsgesellschaft.)

вращающегося рычага, так называемой карусельной установки. Этот метод ранее применял Бенджамин Робинс (1707–1751), который выполнял свой эксперимент в воздухе (рис. 6). Метод карусельной установки применялся вплоть до настоящего времени. Однако у него есть недостаток, поскольку через некоторое время вода или воздух начинают вращаться вместе с рычагом и трудно точно определить скорость модели относительно окружающего ее воздуха или воды.

При измерении сопротивления тела, для которого применяли его прямолинейное протаскивание в жидкости, использовалось несколько экспериментальных методов. Жан Лерон Даламбер (1717–1783), Антуан Кондорсе (1743–1794) и Шарль Боссю (1730–1814) буксировали модели кораблей в стоячей воде. Возможно, это было первым применением так называемого метода буксировочного бассейна. Для перемещения моделей в прямолинейном движении по воздуху использовали локомотивы, а позднее автомобили. Однако этот метод не очень точен. Во-первых, им можно пользоваться только в отсутствие ветра, и, во-вторых, очень трудно вычислить влияние дна.

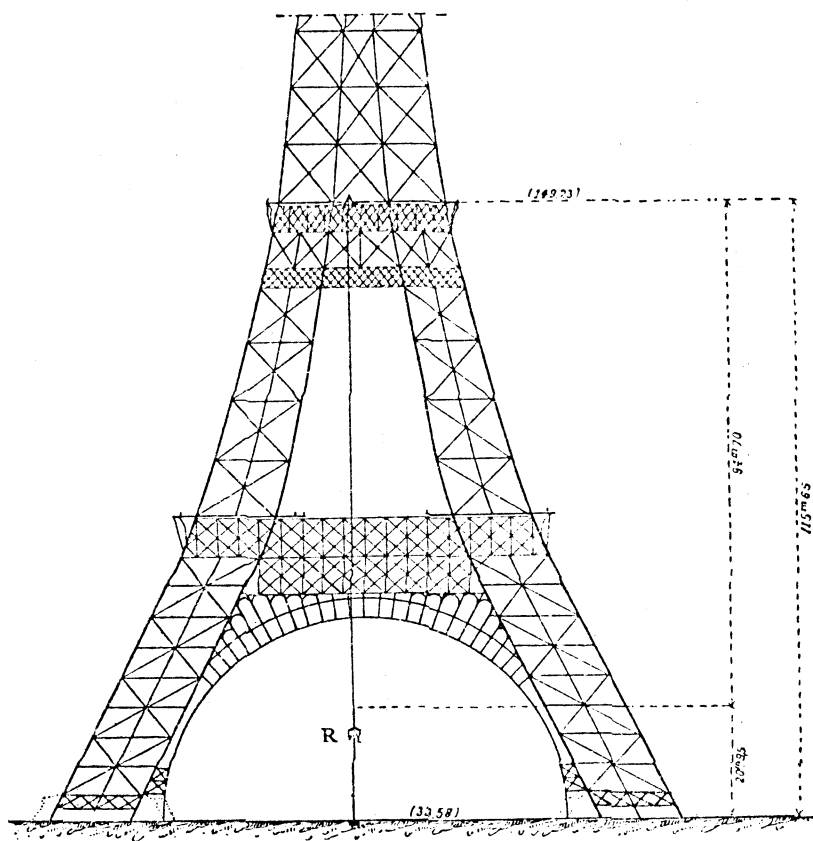


Рис. 7. Установка Эйфеля для измерения сопротивления плоской пластины. (Из книги *G. Eiffel, Recherches expérimentales sur la résistance de l'air exécutées à la tour Eiffel* [Paris, 1910].)

Еще один метод создания прямолинейного движения — свободное падение тела в воздухе. Ньютон сам наблюдал за сферами, падающими с купола собора Святого Павла. Этот метод применяли многие исследователи. Замечательные эксперименты проводили в конце девятнадцатого и начале двадцатого века Александр Густав Эйфель (1832–1923)

и его сотрудники, использовав башню в Париже, названную в честь Эйфеля [7]. На рис. 7 показана экспериментальная установка Эйфеля для измерения сопротивления плоской пластины. Регистрирующий измерительный прибор R состоял из цилиндра, который поворачивался со скоростью пропорциональной скорости падающей системы относительно управляющего кабеля. На этом цилиндре регистрировались две записи. Камертон записывал время. Пружинный динамометр, вставляемый между пластиной и несущей рамой, регистрировал силу, действующую между этими двумя участками. Теперь, поскольку время задавалось как функция смещения, можно рассчитать фактическое ускорение. Разница между фактическим ускорением и ускорением вследствие силы тяжести равна разнице между измеренной силой и силой, возникшей вследствие сопротивления воздуха, деленной на массу, связанную с пластиной.

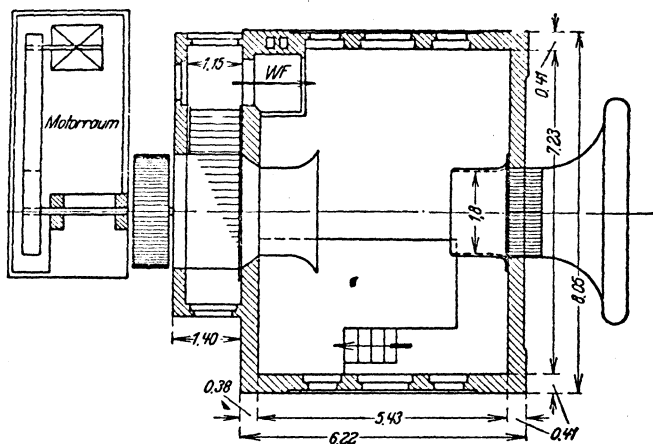


Рис. 8. Старая динамическая труба Ахенского университета; построена в 1912–1913 годах. Размеры даны в метрах.

Лучший метод для измерения сопротивления воздуха — поместить модель в искусственный поток воздуха, т. е. метод аэродинамической трубы (рис. 8). Первым человеком, создавшим подобную установку, был Франсис Герберт Уэнем (1824–1908), член-учредитель Общества

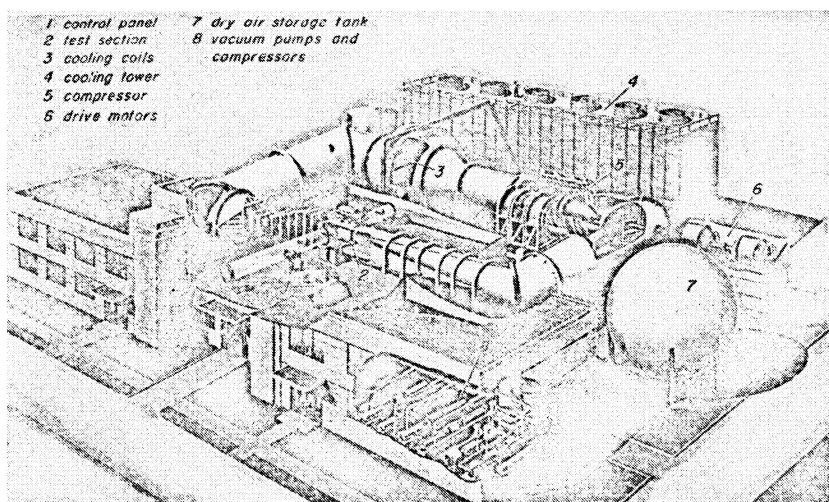


Рис. 9. Современная аэродинамическая труба. Изображение с частным разрезом сверхзвуковой аэродинамической трубы НАСА 6 на 6 футов, Эймской лаборатории по аэронавтике, Мофет Филд, Калифорния. (С разрешения Национального консультативного комитета по аэронавтике (НАСА).)

по аэронавтике Великобритании, разработавший в 1871 году аэродинамическую трубу для этого Общества. В 1884 году другой англичанин, Горацио Филлипс (1845–1912), построил усовершенствованную аэродинамическую трубу. Вслед за ними было построено еще несколько небольших аэродинамических труб; например, в 1891 году Николай Егорович Жуковский (1847–1921) в Московском университете построил трубу два фута в диаметре. В первом десятилетии нашего века аэродинамические трубы были построены почти во всех странах. Среди строителей были Стантон и Максим в Англии, Рато и Эйфель во Франции, Прандтль в Германии, Крокко в Италии, Жуковский и Рябушинский в России. По сравнению с современными огромными трубами эти установки были сравнительно скромными. Например, ни у одной аэродинамической трубы, построенной до 1910 года, мощность не превышала 100 лошадиных сил. Сегодня аэродинамическая труба во французских Альпах использует гидравлическую энергию до 120 000 лошадиных сил, и я полагаю, что самая крупная аэродинамическая

труба, планируемая к постройке в этой стране¹, будет использовать примерно четверть миллиона лошадиных сил для приведения в движение воздушного потока. Одна из наших самых мощных труб показана на рис. 9. Научные исследования, по крайней мере насколько это касается методов исследования, развивались примерно в том же темпе, что и авиастроение.

Ньютона считают виновным в задержке развития полетов

Экспериментальные данные показали, что три утверждения Ньютона оказались верными: пропорциональность плотности, пропорциональность квадрату линейного размера и пропорциональность квадрату скорости. Конечно, последнее из них относится только к малым и средним скоростям, поскольку, как было известно из баллистических экспериментов даже во времена Ньютона, оно не применимо к скоростям, соизмеримым или превосходящим скорость звука. Его применяют при условии, что воздух можно рассматривать как несжимаемый или с очень малой способностью подвергаться сжатию. Этот вопрос мы рассмотрим в главе IV.

Прогноз Ньютона о пропорциональности между силой, действующей на элемент поверхности, и квадратом синуса ее угла наклона оказался совершенно ошибочным. Эксперименты доказали, что сила скорее почти линейна синусу угла или самому углу в случае малых углов. Вопрос о том, являлся ли верным экспериментальный или же теоретический закон Ньютона, имел далеко идущие последствия в теории полета. Действительно, если нормальная сила подчиняется закону Ньютона, то составляющие силы перпендикулярны и параллельны скорости полета, т. е. подъемная сила и сила лобового сопротивления пропорциональны соответственно $\sin^2 \alpha \cos \alpha$ и $\sin^3 \alpha$. Таким образом, коэффициент подъемной силы, будучи пропорционален второй степени $\sin \alpha$, очень мал для малых значений угла α , и если конструктор самолета не хочет использовать большие значения α , то ему необходима огромная площадь крыла, для того чтобы получить достаточную величину подъемной силы. С другой стороны, соотношение между подъемной силой и лобовым сопротивлением равняется $\operatorname{ctg} \alpha$, и у этого

¹ Имеются в виду США. — *Прим. ред.*

выражения может быть большое значение только, если угол α очень мал. Если закон Ньютона верен, то у бедного конструктора есть выбор между созданием огромного хитроумного приспособления, имеющего очень большую площадь крыла и, следовательно, тяжелый вес конструкции, или созданием машины с приемлемой площадью крыла, но низким аэродинамическим качеством, что означает тяжелый двигатель для сообщения движения вперед.

Некоторые авторы высказали мнение, что закон Ньютона способствовал пессимистическим прогнозам по поводу возможностей полета с работающим двигателем, которые можно найти в научной литературе. Лично я не считаю, что влияние Ньютона было действительно таким катастрофическим. Полагаю, что большинство людей, которые в тот ранний период, о котором мы говорим, были действительно заинтересованы в полетах, не верило ни в одну теорию. Но нельзя забывать и то, что теория расходилась с фактами. Далее следует отметить, как я уже говорил ранее, что Ньютон по существу рассматривал тупые или заостренные тела, омываемые параллельным потоком, для того чтобы сравнить их относительное сопротивление, и не изучал силы, действующие на наклонные поверхности. Позже мы увидим, почему его теория, примененная к поверхностям крыла, привела к результатам, таким отличным от реальности, и с другой стороны, как его закон нашел новое применение в области очень высоких сверхзвуковых скоростей.

Полет птиц: полуэмпирические теории полета

На всем протяжении девятнадцатого века мы наблюдаем два практически не связанных процесса. С одной стороны, энтузиасты полетов, в основном практичные люди, развивали свои собственные довольно примитивные теории полета птиц и пытались применить свои выводы к требованиям полета человека. С другой стороны, представители науки развивали математическую теорию динамики жидкостей; это развитие не имело отношения к проблеме полета и не дало много полезной информации тем, кто стремился летать.

Исследования, направленные на реализацию желания человека летать, касались главным образом двух проблем: во-первых, определить мощность, потребную для полета; во-вторых, выяснить наиболее рациональные формы крыльев. Рассмотрим вкратце обе задачи и господствующие точки зрения в тот период.

Что касается вопроса мощности, потребной для полета, то тот факт, что птицы действительно летают по воздуху, предоставил определенную твердую поддержку для предположений. Довольно рано было признано, что в расчетах важную роль должны играть две характеристические величины. Одна из них — соотношение между весом W и площадью крыла S . Мы называем это соотношение удельной нагрузкой на крыло: W/S . Вторая величина — это соотношение между весом W и располагаемой мощностью P . Соотношение W/P называется нагрузкой на единицу мощности. В случае полета птицы, располагаемая мощность — это мышечная энергия, которую птица может прилагать в полете. Можно допустить, что последняя величина приблизительно пропорциональна весу птицы.

Тогда основной вопрос заключался в оценке потребной мощности и сравнении ее с располагаемой мощностью. Потребная мощность рассчитывается на основе предположения, что парящая птица, не работая крыльями, потеряла бы определенную высоту в единицу времени; она называется скоростью снижения. Для того чтобы летать горизонтально, птица должна выполнить, по крайней мере, столько работы, сколько необходимо для подъема ее тела со скоростью, достаточной для противодействия скорости снижения. Эта оценка привела к выводу, что потребная мощность на единицу веса (т. е. обратная величина нагрузке на единицу мощности) пропорциональна квадратному корню удельной нагрузки на крыло.

Общий вид этого правила был подтвержден более подробным анализом Шарля Ренара (1847–1905) [8], одного из лидеров раннего воздухоплавания во Франции. Он выразил мощность, потребную для горизонтального полета, как сумму мощности, необходимой для поддержания, и мощности, необходимой для движения самолета вперед, т. е. лобового сопротивления, умноженного на скорость. Его формула совершенно аналогична формулам, используемым в современной конструкции самолета. Затем он рассчитал скорость, при которой потребная мощность имеет минимальное значение, и подставил это значение в свою формулу. Результат оказался следующим:

$$\frac{P}{W} = \text{const} \times \sqrt{\frac{W}{\rho S}}$$

и соответствует выражениям, полученным ранее для минимальной необходимой мощности для горизонтального полета (ρ обозначает плотность воздуха).

Постоянная в формуле Ренара зависит от предположений, сделанных а) для закона поддержания и б) для коэффициента лобового сопротивления самолета. Первое предположение очень важное.

Если для расчета силы поддержания используется закон сопротивления Ньютона, то для необходимой мощности, как мы указывали выше, получается ужасная цифра. Результат вычислений более правдоподобен, если подъемную силу рассчитывают с помощью одной из эмпирических формул, найденных на основе эксперимента. По Генри, современнику Ренара [9], постоянная в уравнении равнялась бы 0,18.¹

Если применить формулу Ренара к полету птиц, то очевидно, что потребная мощность на единицу веса птицы возрастает с нагрузкой на крыло. Интересно посмотреть, как нагрузка на крыло птиц фактически изменяется с их общим весом. На рис. 10 содержится информация, которую я подготовил на основе данных в *La Machine animal*, известной книге, написанной знаменитым французским физиологом Этьеном Жюлем Мареем (1830–1904) [10]. Абсцисса — это вес в фунтах, а ордината — нагрузка на крыло в фунтах на квадратный фут; обе построены в логарифмических шкалах. Проведено различие между птицами, которые обычно парят, и теми, которые взмахивают крыльями². Вообще видно, что нагрузка на крыло возрастает с увеличением веса. Поскольку мы склонны считать, что мощность, которую птица может приложить с помощью грудных мышц, приблизительно пропорциональна ее весу, то отсюда следует, что полет представляет большую проблему для крупной птицы по сравнению с маленькой. Следовательно, делаем вывод, что существует определенный размер, сверх которого живое существо не может летать.

Известный немецкий физик Герман фон Гельмгольц (1821–1894) рассмотрел закон подобия летающих живых существ в статье, опубликованной в 1873 году [11]. Он предположил, что вес животного пропорционален кубу, а площадь его крыла — квадрату его линейного размера. В соответствии с этим предположением, нагрузка на крыло

¹Генри составил формулу в виде $P/W = \text{const} \times \sqrt{W/S}$. В этом случае постоянная не является безразмерной и имеет численное значение $\frac{1}{2}$, если P , W и S выражены в килограммах, метрах и секундах.

²Опознание птиц, указанных в книге Марее, и классификация на парящих и взмахивающих крыльями птиц была сделана профессором Артуром А. Алленом (Лаборатория орнитологии, Корнеллский университет), которому автор выражает свою самую искреннюю благодарность.

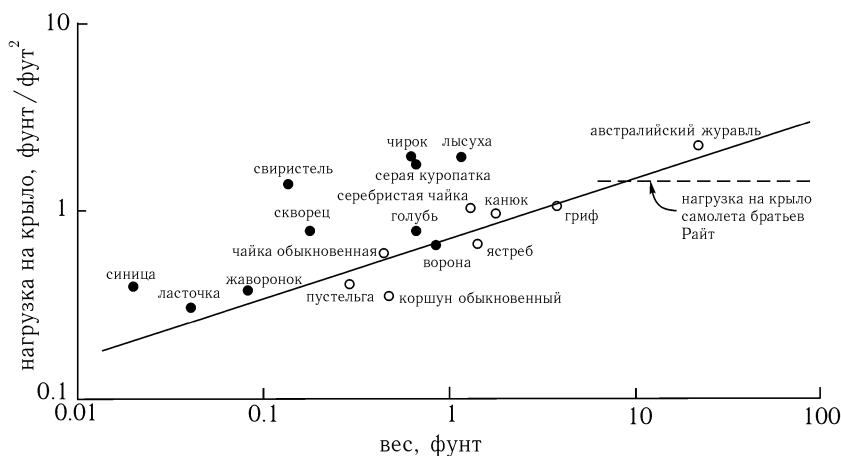


Рис. 10. Нагрузка на крыло птиц. Нагрузка на крыло в фунтах на квадратный фут построена в зависимости от веса в фунтах; обе в логарифмической шкале. Белые круги обозначают птиц, которые обычно парят, черные круги — тех, которые взмахивают крыльями. Прямая линия наклона 1 : 3 соответствует закону подобия Гельмгольца.

увеличивается пропорционально кубическому корню веса. Эта зависимость представлена прямой линией наклона 1 : 3 на рис. 10, где использована логарифмическая шкала. Таким образом, частный закон, предложенный Гельмгольцем, по-видимому, подтверждается, если мы рассматриваем только парящих птиц.

В академических кругах Германии ходил анекдот о том, как студент провалился на экзамене у Гельмгольца, так как он не смог доказать, что полет человека никогда не возможен. Сомневаюсь, что этот рассказ верен в этой версии. Возможно, студенту был задан вопрос о возможности полета человека с помощью его мышечной энергии. Рассмотрев влияние увеличения веса на возможность летать в животном царстве, Гельмгольц пришел к выводу, что у человека очень низкий шанс взлететь с помощью своей мышечной энергии.

До сих пор не было ни одной успешной попытки приведения в движение самолета на основе мышечной энергии человека. В 1937 году итальянцы Босси и Бономи успешно выдержали горизонтальный полет на винтовом самолете на расстояние около 2600 футов, хотя воздушные

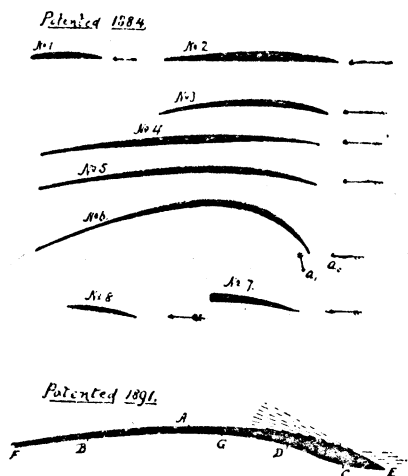


Рис. 11. Профили крыла, изученные Горацио Филлипсом. (Из *American Engineer and Railroad Journal*, 67 (1893), 135.)

винты приводились в движение только мышечной энергией. Однако самолет не смог взлететь только в силу мышечной энергии. Некоторые люди верят, что, улучшив аэродинамику крыльев и двигателя и уменьшив вес конструкции, можно было бы сконструировать самолет, управляемый мышечной энергией.

Кроме внимательного изучения полета птиц, первые исследователи в области аэродинамики главным образом занимались определением особенно удобных форм крыла. Подобные исследования проводились как в аэродинамических трубах, так и с помощью реальных полетов на планере. На рис. 11 показан ряд профилей крыла, исследованных в аэродинамической трубе Филлипса [12]. Отметим, что Филлипс исследовал кривые поверхности, у которых оказалось больше преимуществ, чем у плоских пластин. Эти наблюдения полностью подтвердил своими экспериментами полетов на планерах Отто Лилиенталь (1848–1896) [13]. Исследователям того периода представлялись важными два вывода: во-первых, что кривая поверхность показывает положительную подъемную силу в случае нулевого угла атаки, т.е. если передняя и задняя кромки расположены на одинаковой высоте; во-втор-

рых, что аэродинамическое качество кривых поверхностей в некоторых случаях превосходит этот показатель у плоских пластин. В то время не существовало теоретического объяснения, почему кривые поверхности создают подъемную силу при положении в полете с нулевым углом. Позже мы увидим, как современная теория подъемной силы успешно объясняет этот факт. Однако удивительно найти относительно поздний (1910) следующий комментарий в известной книге Ричарда Ферриса *Как он летает*: «Последние исследования (он описывает конструкцию аэроплана Хенсона 1843 года) доказали, что верхняя поверхность аэроплана должна быть выпуклой, для того чтобы увеличить влияние подъемной силы. Это один из парадоксов летающих машин, которые никто не может объяснить».

Лилиенталь особо подчеркивал значение кривых поверхностей крыла. Он сделал много других интересных наблюдений в аэродинамике; например, установил, что естественный ветер более благоприятен для парящего полета, чем идеально равномерный воздушный поток. Этого благоприятного воздействия можно достичь, используя восходящие потоки, которые часто существуют в естественном ветре. Однако Лилиенталь обнаружил, что иногда подъемная сила при естественном ветре, даже в отсутствие восходящих потоков, может превосходить силу при равномерном воздушном потоке. Только недавно было признано, что этот эффект возникает благодаря градиенту поперечной скорости, который обычно преобладает при естественном ветре, по крайней мере в нижних слоях атмосферы.

Некоторые теоретические идеи братьев Лилиенталь, Отто и Густава (1849–1933) были довольно туманными. Они посвятили много времени изучению возможности создания отрицательного сопротивления, т. е. движению вперед с помощью особенной формы профиля крыла без обеспечения мощности. Через несколько лет после смерти своего брата Отто, погибшего в результате аварии в 1896 году, Густав Лилиенталь действительно опубликовал «теорию» этого явления, которая несомненно противоречит принципам механики. При упорном поиске научной истины в юношеские годы я однажды назвал его «незначительным братом великого человека», выражение, которое, я считаю, обидело его. Теперь я раскаиваюсь в этом, когда оглядываюсь назад на подростковый период в развитии аэродинамической науки.

В США выдающийся инженер-строитель из Чикаго Октав Шанют (1832–1910) выполнил огромное количество экспериментов по полетам

на планерах. Его внимание в основном привлекала проблема устойчивости. Интересно отметить, что за месяц до несчастного случая с Отто Лилиенталем он высказал мнение о небезопасности планера Лилиентала [14].

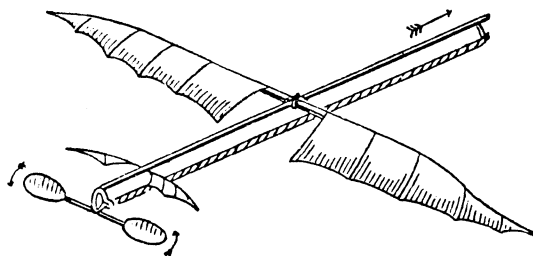


Рис. 12. Модель самолета Альфонса Пено. (Из *American Engineer and Railroad Journal*, 66 (1892), 508.)

Кроме пилотируемых планеров летающие модели с двигателями или без них позволили получить важную аэродинамическую информацию. Модель, представленная Альфонсом Пено (1850–1880), является, по-видимому, первой моделью, где успешно обеспечена устойчивость с помощью горизонтальной хвостовой поверхности, расположенной сзади (рис. 12). Пено полагал, что пассажирский самолет с общим весом 2600 фунтов и двигателем от 20 до 30 лошадиных сил можно сконструировать в соответствии с его изобретениями. Его жизнь и работа являются трагической главой в истории авиации. Он был парализован, поэтому свои исследования мог продолжить только дома; бедность, плохое здоровье и недостаток признания сломили его до такой степени, что в возрасте тридцати лет он покончил жизнь самоубийством.

Братья Райт, совершившие первый механический полет на пилотируемом самолете, и Самюэль П. Лэнгли (1834–1906), который близко подошел к подобному практическому результату, следовали направлениям, обозначенными нами в этом коротком очерке. Лэнгли особо подчеркивал аналогию с полетом птицы и полностью осознавал, что теория Ньютона о сопротивлении воздуха не может быть верной, если возможен полет человека на аппарате тяжелее воздуха. После полета модели

с механическим приводом, он пришел к решению построить пилотируемый аппарат. Ему повезло в том, что у него был помощник, обладающий гением в области механики, которому редко оказывали должные почести. Этим помощником был Чарльз М. Мэнли (1876–1927), выпускник Корнеллского университета, построивший бензиновый двигатель, достаточно мощный и легкий, чтобы служить этой цели.

Уилбер (1867–1912) и Орвилл (1871–1948) Райт не были профессиональными учеными. Однако они были знакомы с практическими идеями в области аэродинамики, разработанными до них различными исследователями, и, кроме замечательного таланта конструкторов, у них была возможность использовать эксперименты с моделями для своей натурной конструкции. Фактически для этой цели они использовали простую и малогабаритную аэродинамическую трубу. Более того, они выполнили почти тысячу полетов на планере.

Небезынтересно рассмотреть основные технические характеристики первого самолета братьев Райт в свете теоретических размышлений, приведенных выше. Масса брутто их самолета равнялась 750 фунтам, а крыло имело общую площадь 500 квадратных футов, поэтому нагрузка на крыло составляла 1,5 фунта на квадратный фут. Эта нагрузка на крыло немного больше, чем у грифа (рис. 10), и в семнадцать раз меньше, чем, например, у полностью загруженного Дугласа DC-3. Полезную располагаемую мощность на основе двигателя в 12 лошадиных сил с 66-процентным КПД воздушного винта, заявленную Орвиллом Райтом, можно оценить в 4300 футов-фунтов в секунду. Следовательно, располагаемая мощность на единицу веса равнялась 5,7 футам в секунду. В соответствии с формулой Ренара, значение мощности, потребной на единицу веса, составило бы 4,4 фута в секунду при указанной выше нагрузке на крыло. Интересно также отметить, что Ренар в статье, опубликованной в январе 1903 года [15], рассчитал, что двигатель пилотируемого летательного аппарата не должен быть тяжелее 17 фунтов на лошадиную силу. Двигатель, используемый братьями Райт, был 15 фунтов на лошадиную силу.

За год до первых успешных полетов братьев Райт немецкий прикладной математик Себастьян Финстервальдер (1862–1951) опубликовал отличный обзор состояния знаний в области аэродинамики в тот период времени [16]. Эта статья содержит много интересных материалов и большое число ссылок на источники, касающиеся этой темы, которую я смог здесь лишь бегло затронуть.

Математическая механика жидкостей

Теперь давайте кратко ознакомимся с другим направлением развития — теоретической наукой. После публикации теории Ньютона математики признали недостатки его метода. Они признали, что задача не так проста, как полагал Ньютон. Мы не можем заменить течение параллельным движением, как пытался это сделать Ньютон приближенным образом (рис. 5). Первым человеком, который разработал то, что мы можем назвать точной теорией сопротивления воздуха, был Даламбер, великий математик и один из энциклопедистов Франции. Он опубликовал свои открытия в книге под названием *Essai d'une nouvelle theorie de la resistance des fluides* (*Очерк о новой теории сопротивления жидкостей*) [17]. Несмотря на свой значительный вклад в математическую теорию жидкостей, он получил отрицательный результат. Он заканчивает следующим выводом:

Допускаю, что в таком случае я не вижу как можно объяснить удовлетворительным способом сопротивление жидкостей с помощью теории. Напротив, мне кажется, что эта теория, рассмотренная и изученная с глубоким вниманием, дает, по крайней мере, в большинстве случаев абсолютно нулевое сопротивление; необычайный парадокс, который я предоставляю объяснить геометрам.

Это утверждение мы сейчас называем парадоксом Даламбера. Он означает, что чисто математическая теория приводит к выводу: если мы перемещаем тело по воздуху и пренебрегаем трением, то тело не встречает сопротивления. Очевидно, что этот результат не смог оказать значительную помощь конструкторам-практикам.

В следующем веке Гельмгольц, Густав Кирхгоф (1824–1887) и Джон Уильям Стретт, барон Рэлей (1842–1919) разработали теорию, которая, как они полагали, даст нам возможность избежать вывода Даламбера [18, 19, 20]. Эта теория описывает движение наклонной пластины особым способом, предположив, что поверхность разрыва образуется на каждой кромке пластины, так что за пластиной следует спутная струя, состоящая из «застойного воздуха» и расширяющаяся до бесконечности позади пластины (рис. 13). Это допущение позволяет рассчитать силу, действующую на пластину, отличную от нуля даже в случае невязкой жидкости. На рис. 14 кривая 1 представляет силу, дей-

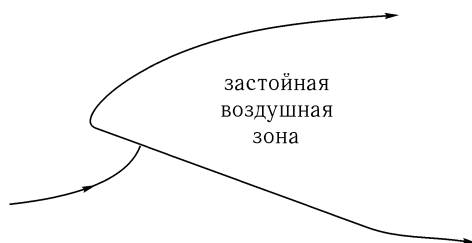


Рис. 13. Течение с поверхностями разрыва согласно теориям Кирхгофа и Рэлея.

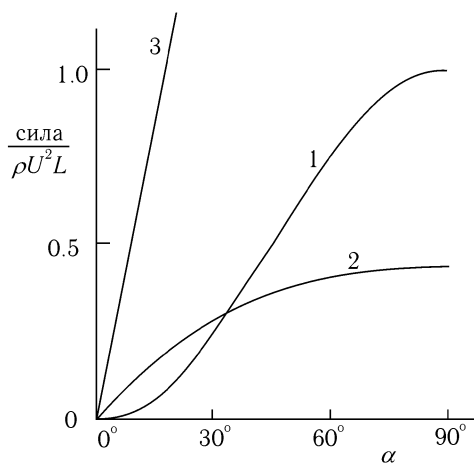


Рис. 14. Нормальная сила на плоской пластине в зависимости от угла атаки α . Для получения безразмерного коэффициента нормальная сила на единицу ширины пластины разделена на $\rho U^2 L$. ρ — плотность жидкости, U — скорость относительного потока, а L — длина пластины. Кривые 1, 2 и 3 представляют соответственно теорию Ньютона, теорию Рэлея и современную теорию подъемной силы (циркуляции).

ствующую на плоскую пластину, как функцию угла наклона в соответствии с теорией Ньютона, тогда как кривая 2 представляет результат по утверждению Рэлея. Однако если сравнить результат Рэлея с современной теорией, которая соответствует измерениям и представлена

кривой 3, то увидим, что теория Рэля все же была неудовлетворительной.

Подведем итог того, что было сказано о состоянии дел приблизительно к 1900 году, когда был осуществлен первый механический полет. В то время существовала наука, которую можно назвать полуэмпирической аэродинамикой, только отчасти связанная с точной теорией механики жидкостей. В то же время существовала математическая теория механики идеальных, т. е. невязких, жидкостей. Первым результатом этой теории был парадокс Даламбера, утверждавший, что сопротивление тела, движущегося равномерно в невязкой жидкости, равно нулю, если жидкость смыкается позади тела. Если предположить «отрыв» потока от тела, как, например, это сделал Рэлей, то теория приводит к значению силы, находящемуся в количественном отношении в противоречии с экспериментальными данными. В следующих главах описано как эти два направления были сведены вместе и привели к точным теориям подъемной силы и сопротивления, т. е. к той теории, которую мы сейчас преподаем в колледжах и применяем в конструировании. Встреча двух расходящихся направлений привела к подлинному зарождению современной аэродинамики. С того времени математики, физики и конструкторы научились работать вместе. Я не утверждаю, что теоретик дает ответы на все вопросы, которые хочет получить конструктор, или что конструктор всегда верно применяет теорию; но, по крайней мере, они признают достоинства и недостатки друг друга.

Литература

- [1] K. M. Buck, *The Wayland-Dietrich Saga* (London, 1924), Part I: *The Song of Wayland*, II, 210–213.
- [2] I. B. Hart, *The Mechanical Investigations of Leonardo da Vinci* (Chicago, 1925).
- [3] G. Cayley, *On Aerial Navigation*, Nicholson's Journal, **24** (1809), 164–174; **25** (1810), 81–87, 161–173.
- [4] *Aeronautical and Miscellaneous Note-Book* (ca. 1799–1826) of Sir George Cayley (Cambridge, 1933).
- [5] I. Newton, *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica* (London, 1726), Book II.
- [6] U. Hoepli, (ed.), *Il Codice Atlantico di Leonardo da Vinci* (Milan, 1894–1904), Tavole II, Folio 201–401, 381 Va and 315 Rb.

- [7] G. Eiffel, *Recherches expérimentales sur la résistance de l'air exécutées à la tour Eiffel* (Paris, 1910).
- [8] C. Renard, *Nouvelles expériences sur la résistance de l'air*, L'Aéronaute, **22** (1889), 73–81.
- [9] R. Henry, *Energie aviatrice et puissance musculaire, spécifique, des volateurs*, L'Aéronaute, **24** (1891), 27–30.
- [10] E. J. Marey, *La Machine animale* (Paris, 1873); *Le Vol des oiseaux* (Paris, 1890).
- [11] H. von Helmholtz, *Über ein Theorem, geometrisch ähnliche Bewegungen flüssiger Körper betreffend, nebst Anwendung auf das Problem, Luftballons zu lenken*, Monatsberichte der Königlich Akademie der Wissenschaften zu Berlin (1873), 501–514.
- [12] H. F. Phillips, *Experiments with Currents of Air*, Engineering, **40** (1885), 160–161.
- [13] O. Lilienthal, *Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst* (Berlin, 1889).
- [14] O. Chanute, *Progress in the Flying Machines*, American Engineer and Railroad Journal, **68** (1894), 34–37; *Recent Experiments in Gliding Flight*, Epitome of the Aeronautical Annual, ed. By J. Means (Boston, 1910), 52–75, первоначально напечатана в Aeronautical Annual за 1897 год.
- [15] C. Renard, *Sur le calcul du travail moteur par kilogramme et par seconde et sur le poids des moteurs d'aéroplane par cheval*, L'Aérophile, **II** (1903), 204–205, 225–226.
- [16] S. Finsterwalder, *Aërodynamik*, Encyklopaedie der mathematischen Wissenschaften IV, **17** (Leipzig, 1902), 149–184.
- [17] J. Le R. d'Alembert, *Essai d'nouvelle théorie de la résistance des fluides* (Paris, 1752); *Opuscles mathématiques* (Paris, 1768), V, 132–138.
- [18] H. von Helmholtz, *Über discontinuirliche Flüssigkeitsbewegungen*, Monatsberichte der Königlich Akademie der Wissenschaften zu Berlin (1868), 215–228.
- [19] G. Kirchhoff, *Zur Theorie freier Flüssigkeitsstrahlen*, Journal für die reine und angewandte Mathematik, **70** (1869), 289–298.
- [20] Lord Rayleigh, *On the Resistance of Fluids*, Philosophical Magazine, series 5, **2** (1876), 430–441; также Scientific Papers (Cambridge, 189), I, 287–296.



Герман фон Гельмгольц



Густав Кирхгоф



Лорд Рэлей



Фредерик У. Ланчестер
(С разрешения Королевского
общества по авиации)

ГЛАВА II

Теория подъемной силы

Как я уже говорил в главе I, между теоретическими расчетами и фактическими наблюдениями, касающимися величины подъемной силы наклонной поверхности, существовало глубокое расхождение. Я также указал, что во время первого полета человека не существовало теории, которая бы объясняла поддержание, полученное с помощью кривой поверхности при нулевом угле наклона хорды крыла. По-видимому, математическая теория движения жидкости не могла объяснить основные факты, обнаруженные экспериментальной аэродинамикой.

Однако существовали теоретические результаты и эмпирические наблюдения, сделанные независимо от задачи полета летательного аппарата, которые фактически привели к точному пониманию явления аэродинамической подъемной силы.

Циркуляция и эффект Магнуса

В 1878 году лорд Рэлей, о котором мы уже упоминали, изучал течение вокруг кругового цилиндра [1]. Он установил, что если цилиндр омывается параллельным равномерным течением или равномерно движется через жидкость в состоянии покоя, то применима теорема Даламбера, и не существует силы, действующей на цилиндр. Но наложение циркуляционного течения на параллельное равномерное течение создает силу, перпендикулярную направлению первоначального течения, или перпендикулярную направлению движения цилиндра. Этот результат использовали для объяснения так называемого эффекта Магнуса, который был хорошо известен артиллеристам с начала девятнадцатого века. Это явление также понимали игроки в теннис и «неуклюжие игроки» в гольф. Собственно говоря, Рэлей предпринял исследование, чтобы пролить свет на отклоняющийся полет «срезанного» теннисного мяча.

Объяснение этого явления сравнительно простое. Начнем с теоремы Даниила Бернулли (1700–1782), которая утверждает, что в течении несжимаемой жидкости, если в данную минуту не учитывать силу тяжести и влияние трения, сумма гидростатического напора и скоростного напора постоянна вдоль линии тока. Гидростатический напор потока — это высота столба жидкости, которая в состоянии покоя создала бы посредством своего веса давление, измеренное в течении. Скоростной напор — это высота столба жидкости, которая создала бы ту же скорость потока через отверстие, расположенное на дне столба. Например, если несжимаемая жидкость протекает через горизонтальную трубу с переменным поперечным сечением, тогда, поскольку та же самая масса жидкости должна пройти через все поперечные сечения, в большем поперечном сечении скорость окажется меньше, а в меньшем поперечном сечении выше. Теперь из теоремы Бернулли следует, что там, где скорость выше, давление ниже, и наоборот. Теорему Бернулли можно рассматривать как выражение закона сохранения энергии. Ее можно истолковать как взаимный обмен между потенциальной и кинетической энергией.

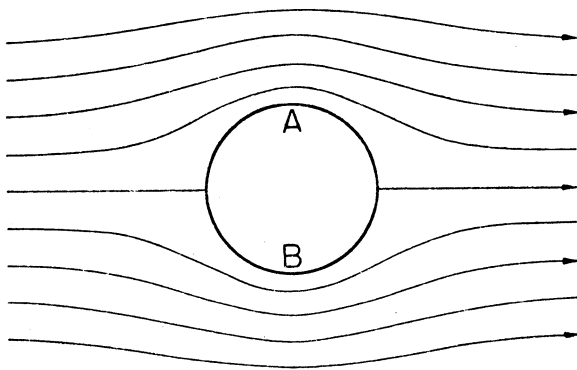


Рис. 15. Идеальное течение вблизи кругового цилиндра.

Рассмотрим теперь течение, направленное слева направо вокруг цилиндра. Как показано на рис. 15, структура линий тока полностью симметрична, так что не может появиться равнодействующей силы (парадокс Даламбера). Наложим на это течение циркуляционное движе-

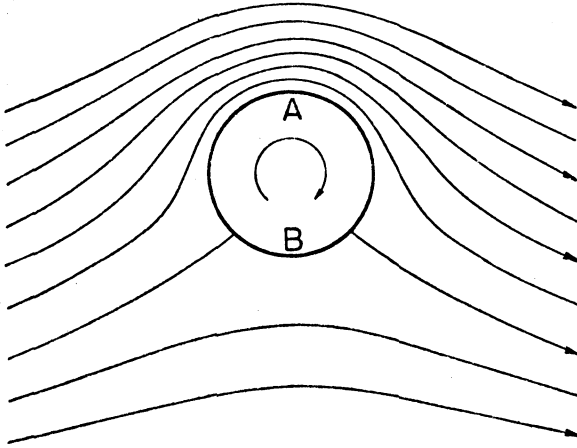


Рис. 16. Идеальное течение вблизи кругового цилиндра с наложенным циркуляционным течением по часовой стрелке.

ние по часовой стрелке вокруг цилиндра (рис. 16). Тогда в точке A мы добавим скорость циркуляционного движения к скорости течения и получим увеличенную скорость, в то время как в точке B циркуляционная скорость направлена против течения и уменьшает скорость. В соответствии с теоремой Бернулли, без циркуляционного движения давление имело бы одинаковое значение в A и B , но при наличии циркуляционного движения давление в точке B выше, чем в точке A , и эта разность давлений создает силу, направленную вверх. Если циркуляционное движение происходит против часовой стрелки, то очевидно, что сила будет направлена в противоположную сторону.

Теперь можно следующим образом объяснить то, что происходит с теннисным мячом. Быстрое вращение, передаваемое мячу, создает через трение циркуляционное движение воздуха в том же направлении, в котором крутится мяч. Это циркуляционное движение, наложенное на воздушный поток, связанный с мячом, создает силу, перпендикулярную мгновенной скорости мяча, т.е. перпендикулярную траектории мяча. Если подъемная сила положительна, то эффект эквивалентен очевидному уменьшению силы тяжести; если подъемная сила отрицательна, то, по-видимому, она прибавляет силу тяжести. В первом

случае размах колебаний мяча увеличивается, во втором уменьшается. Подающий мяч бейсболист использует тот же эффект вращения, направляя мяч способом, благоприятным для его команды.

Читатель может вспомнить, что немецкий инженер Антон Флеттнер [2] использовал эффект Магнуса для управления лодкой с помощью энергии ветра. Если круговой цилиндр установить вертикально на лодке и заставить его вращаться вокруг своей оси, то ветер создаст силу в направлении, по существу перпендикулярном оси цилиндра и направлению относительного воздушного потока. Таким образом, вращающийся цилиндр может заменить парус. Фактически парус — это не что иное, как аэродинамическая поверхность. Флеттнер также доказал, что вращением в противоположных направлениях двух цилиндров с последовательным расположением, он мог бы поворачивать лодку. Я однажды совершил путешествие из Бремерхавена (Bremerhaven), примерно в 1924 году, в экспериментальной лодке Флеттнера. Действие цилиндров в качестве парусов было интересным и успешным. Однако конечная неудача изобретения была обусловлена экономическими причинами. Оно предназначалось для практического применения на дешевых грузовых судах и рыбацких лодках. Но, к сожалению, цилиндры необходимо было вращать довольно быстро, для того чтобы получить значительные движущие силы, и это вызвало необходимость использования шариковых или роликовых подшипников и принятия на работу искусного механика для технического обслуживания. Конечные расходы слишком велики для рыбацких лодок, а предполагаемая прибыль по сравнению с обычным двигателем корабля становится иллюзорной. Конечно, эксперимент Флеттнера выполнялся в то время, когда уже была создана теория подъемной силы.

Циркуляция и подъемная сила: Ланчестер, Кутта и Жуковский

Связь между подъемной силой крыльев самолета и циркуляционным движением воздуха вокруг них осознали и исследовали трое людей очень разного склада ума и обучения. Во-первых, мне следует отметить англичанина Фредерика У. Ланчестера (1878–1946). Он был инженером-практиком, более или менее математиком-любителем, а по профессии автомобилестроителем. Поработав в качестве инженера над разработкой газовых двигателей и создав новый стартер для пуска дви-

гателя, в 1894 году он начал конструировать первый легковой автомобиль Ланчестера. Автомобильная компания Ланчестера, где он работал главным инженером, а также главным управляющим, была создана в 1899 году. В то же время он разрабатывал теорию циркуляции полета, начав со статьи по этой теме в 1894 году. Две его книги, содержащие развитые концепции, появились в 1907 и 1908 годах [3]. Помню, что я навестил его летом 1912 года, по случаю пятого Международного конгресса математиков в Англии. Мы встретились в Кембридже, и он показал мне его, управляя собственным автомобилем по узким английским улочкам со скоростью, которая была довольно пугающей. Это было начало эпохи автомобилестроения, и мне было немного не по себе обсуждать аэродинамику на такой скорости, но Ланчестера, по-видимому, она не волновала. Он был разносторонним человеком с очень богатым воображением. Например, во время Первой мировой войны он опубликовал свое понимание теории ведения войны. Несколько лет назад я узнал, что первая американская книга по военной науке под названием «Оперативный анализ» начинается с теории Ланчестера. Он внес большой вклад во многие разделы прикладной математики и продолжал создавать технические изобретения всю свою жизнь.

Вторым человеком был немецкий математик М. Вильгельм Кутта (1867–1944); он начинал как чистый математик, но затем заинтересовался экспериментами полета на планерах Отто Лилиенталя, и, следовательно, аэродинамической теорией. Его конкретная цель состояла в понимании влияния кривизны — почему расположенная горизонтально кривая поверхность создает положительную подъемную силу. В 1902 году он опубликовал статью по этой теме [4].

Наконец, третий человек, которого следует назвать — это Николай Егорович Жуковский, о котором уже говорилось ранее. Он прошел обширный курс обучения математике и физике, сначала в России и позже — в Париже. В 1872 году он стал профессором механики в Политехническом институте и в 1886 году — в Московском университете. У него были широкие интересы в области теоретической и прикладной механики. В период с 1902 по 1909 годы, независимо от Кутта и Ланчестера, он разработал математическое обоснование теории подъемной силы, по крайней мере, для двумерного течения, т. е. для крыльев бесконечного размаха и постоянного профиля [5]. Как уже говорилось в главе I, он также сыграл важную роль в развитии методов аэродинамических исследований в своей стране.

Каждый из этих трех людей признавал связь между аэродинамической подъемной силой и циркуляционным движением. Однако для того, чтобы получить ясное представление о теории подъемной силы, мы должны кратко рассмотреть основные понятия механики жидкостей и газов.

Некоторые основные понятия механики жидкостей и газов: теорема Жуковского

Если мы хотим описать динамику элемента жидкости в течении, то можно показать, что в наиболее общем случае она состоит из перемещения, вращения и деформации (рис. 17). В теории механики жидкостей движением жидкости мы называем *потенциальное течение* или *безвихревое течение*, в котором вращение равно нулю, так что элемент только переносится и деформируется; тогда как если элемент еще и вращается, то мы называем течение *вращающимся потоком* или *вихревым течением*. Термин *потенциальное течение* возник из математического понятия потенциала скоростей.

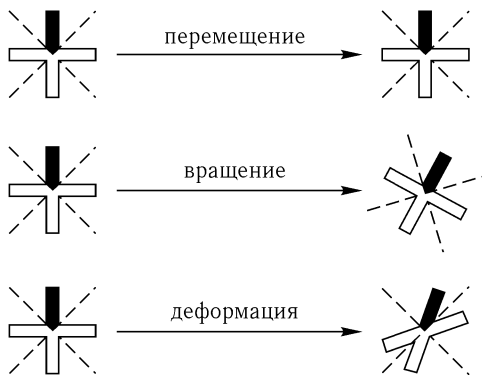


Рис. 17. Перемещение, вращение и деформация элемента жидкости.

Рассмотрим несколько простых примеров безвихревого и вихревого течений. Сначала возьмем параллельный поток с равномерной скоростью. Это, очевидно, самый простой пример безвихревого течения, потому что элементы жидкости не испытывают ни вращения, ни

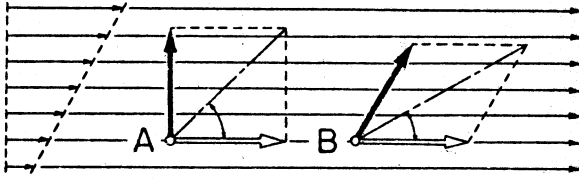


Рис. 18. Параллельное сдвиговое течение.

деформации. Все элементы просто перемещаются параллельно, как автомобили при движении по прямой дороге. Затем рассмотрим двумерное параллельное *сдвиговое течение*, т.е. течение в котором скорости всех частиц параллельны, но их распределение через сечение, перпендикулярное направлению течения, неравномерно. Это пример течения с вращением или вихревого течения. Понятие вращения можно объяснить следующим способом. Поместим две стрелки в точке *A* в течении, которое имеет линейное распределение скоростей (рис. 18), одну в направлении потока, а другую перпендикулярно этому направлению; понаблюдаем, что случится с обеими стрелками, если они двигаются вместе с жидкостью от *A* к *B*. Первая стрелка перемещается параллельно своему направлению, но вторая поворачивает с потоком. В этом случае имеем как деформацию, так и вращение элемента. Амплитуда вращения элемента жидкости определяется средним вращением двух стрелок, т.е. вращением их биссектрисы. Мы видим, что элемент вращается, потому что угол наклона биссектрисы относительно направления течения, который первоначально составлял 45° , уменьшается по мере того, как мы продолжаем двигаться по потоку. Это простейший пример вихревого течения. Однако необходимо обязательно отметить, что слово вихрь не обязательно предполагает вращение всей жидкости. Мы привели в пример параллельное течение, где вращается каждый элемент, и в научном понимании именно вращение элементов характеризует вихревое течение. Неспециалист считает, что если мы говорим о вихревом течении, то должны подразумевать, будто что-то вращается с большой скоростью.

Теперь рассмотрим так называемое циркуляционное течение, в частности течение, в котором частицы жидкости двигаются по круговым линиям тока. Если мы представим, что жидкость вращается как твердое тело (например, как цельнолитое колесо), то ясно, что перед

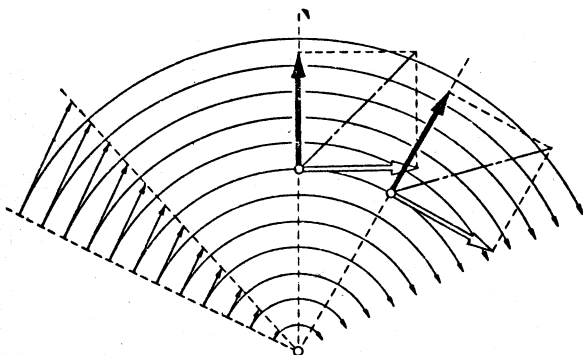


Рис. 19. Циркуляционное течение с постоянной завихренностью.

нами вихревое течение, потому что по правилу двух стрелок в этом случае каждый элемент вращается с определенной угловой скоростью (рис. 19). Здесь нет деформации. Это простейший пример вихревого течения с круговыми линиями тока; угловая скорость элементов постоянна. Мы называем это течение вихревым течением с постоянным вращением или *постоянной завихренностью*. К сожалению, угловая скорость — это не то же самое, что завихренность. Обе величины отличаются множителем два, поскольку математики определяют завихренность как удвоенную угловую скорость, чтобы придать более эстетичный вид некоторым формулам в векторном анализе.

Теперь возникает вопрос, существует ли распределение скоростей, где линиями тока являются круги, но само течение безвихревое, и элементы жидкости не вращаются. Существование подобного течения, как и вихревого течения, можно продемонстрировать с помощью двух стрелок. Задача заключается в установлении распределения скоростей вдоль радиуса, так чтобы биссектриса между обеими стрелками сохраняла свое первоначальное направление. В этом случае скорость частиц жидкости обязательно уменьшается с увеличением расстояния от центра циркуляционного движения. Простой расчет или эксперимент выполненный в соответствии с моделью, показанной на рис. 20, без труда показывают, что скорость должна быть обратно пропорциональна расстоянию от центра O . Или можно сказать, что произведение $u \cdot r$ постоянная величина. В механике жидкостей мы предпочитаем запи-

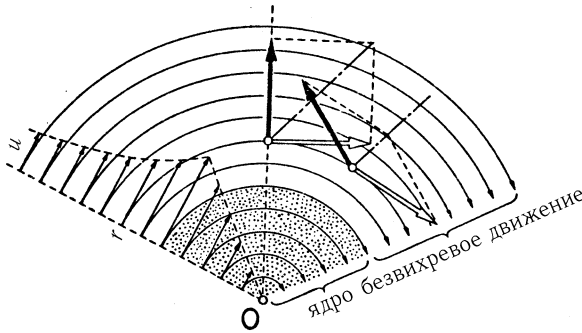


Рис. 20. Циркуляционный поток с ядром внутри и безвихревым течением снаружи. Центр в точке O ; u обозначает скорость жидкости (касательную), а r — радиус.

сать формулу в виде $u \cdot 2\pi r$. Выражение $2\pi r$ равно длине окружности круговой линии тока, а произведение скорости и окружности называется *циркуляцией*. Поэтому размерность циркуляции — фут в секунду, умноженный на фут.

Если течение является потенциальным движением, т. е. безвихревым движением, то циркуляция постоянна для всех линий тока. Очевидно, что подобное движение не может иметь физический смысл, приближаясь к центру, потому что скорость в этой точке была бы бесконечной. Поэтому должна быть сердцевина или ядро, где течение не является потенциальным. Существуют две физические возможности. Одна возможность состоит в том, что в ядре мы имеем жидкость, которая вращается. Обычно мы допускаем, что ядро вращается приблизительно как твердое тело, т. е. завихренность имеет постоянное значение в пределах ядра (рис. 20). Подобное сочетание мы называем *вихрем* или *завихренностью*. Оно состоит из ядра жидкости, вращающегося как твердое тело, и циркуляционного течения с направленной наружу уменьшающейся скоростью. Однако вместо ядра жидкости, у нас в качестве сердцевины может быть также твердое тело. Тогда снаружи твердого тела мы можем иметь циркуляционное течение без завихренности. Это тот случай, который мы рассматриваем, например, когда говорим об эффекте Магнуса. Во-первых, мы допускаем, что вокруг мяча или цилиндра существует циркуляционное течение. Затем мы со-

общаем телу поступательное движение, и объединенное течение создает подъемную силу. Жуковский доказал, что если цилиндрическое тело с произвольным поперечным сечением движется со скоростью U в жидкости, плотность которой ρ , и вокруг него существует циркуляция величиной Γ , то создается сила, равная произведению $\rho U \Gamma$ на единицу длины цилиндра. Направление силы перпендикулярно как скорости U , так и оси цилиндра.

Таким образом, мы можем объяснить явление подъемной силы, если вокруг тела действительно существует циркуляция. Для читателя, которому нравится мыслить математическими или геометрическими терминами, отмечу, что он может обобщить определение циркуляции, взяв среднее значение касательной составляющей скорости вдоль произвольной замкнутой кривой, окружающей тело, и умножив его на длину дуги этой кривой. Если течение безвихревое, то это произведение имеет одинаковое значение, независимое от выбора кривой. Таким образом, мы имеем общее определение циркуляции, обобщенное на основе циркуляционного течения с круговыми линиями тока. Если мы возьмем замкнутую кривую, которая не охватывает тело, но окружает только жидкость, то циркуляция вокруг кривой будет равна нулю.

Двумерная теория крыла (крыло бесконечного размаха)

Для задачи подъемной силы, касающейся крыла бесконечного размаха постоянного профиля, мы допускаем, что течение вокруг крыла является безвихревым. Тогда вычисление подъемной силы сводится к определению величины циркуляции как функции скорости и функции формы профиля крыла.

Эту задачу в принципе решили Кутта и Жуковский. Лучший способ прийти к пониманию их решения — рассмотреть картину потока вокруг профиля крыла, приведенного в движение в жидкости, которая первоначально находилась в состоянии покоя.

Во-первых, я должен отметить основную теорему по вихревому движению, опубликованную Гельмгольцем [6]. Этот великий немецкий физик доказал, что если в жидкости нет начальной завихренности, например, если жидкость первоначально находится в состоянии покоя, то завихренность может быть создана только трением или наличием

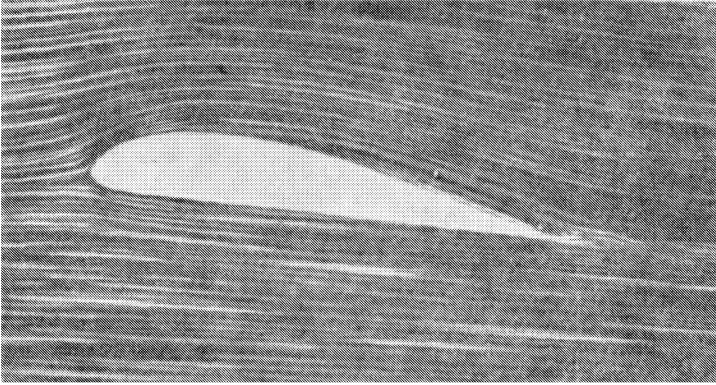


Рис. 21. Картина невозмущенного течения вокруг аэродинамической поверхности, начавшей движение из состояния покоя. Камера движется с аэродинамической поверхностью. (Из книги L. Prandtl and O. G. Tietjens, *Applied Hydro- and Aeromechanics* [copyright 1934, United Engineering Trustees, Inc., McGraw-Hill Book Co., Inc.], с разрешения.)

острых граней тела. В последнем случае между двумя потоками жидкости, встречающимися на грани, может образоваться разрыв. На рис. 13 (стр. 35) показан, например, разрыв между жидкостью в движении и жидкостью в состоянии покоя. Такой разрыв можно считать непрерывной последовательностью вихрей или *вихревым слоем*.

Теперь мы хотим понаблюдать, что случится, если приводить в движение профиль крыла с острой задней кромкой. (Мы называем переднюю часть крыла, омываемую потоком, передней кромкой, а тыльную часть, где поток покидает поверхность крыла, задней кромкой.) Передняя кромка обычно закругленная, по крайней мере, для крыльев, используемых при дозвуковых скоростях, тогда как заднюю кромку делают как можно острее. На рис. 21 и 22 показаны фотографии течения, в котором линии тока стали видимыми благодаря введению тонкого алюминиевого порошка, который, предположительно, следует за линиями тока жидкости. Мы видим, что в первый момент, как показано на рис. 21, жидкость стремится «обогнуть» острую кромку. Однако можно сказать, что жидкости не нравится этот процесс, потому что на кромке требуется очень высокая (теоретически бесконечная) скорость. Вместо

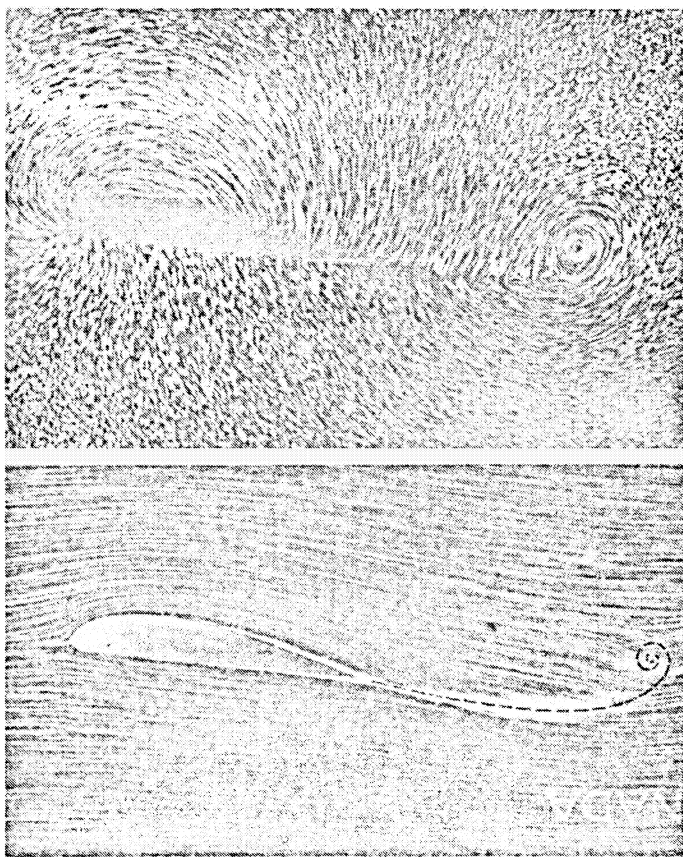


Рис. 22. Картины невозмущенного течения на более позднем этапе, чем на рис. 21. *Вверху*: камера в состоянии покоя относительно невозмущенной жидкости. *Внизу*: камера движется с аэродинамической поверхностью. (Из книги L. Prandtl and O. G. Tietjens, *Applied Hydro- and Aeromechanics* [copyright 1934, United Engineering Trustees, Inc., McGraw-Hill Book Co., Inc.], с разрешения.)

этого на острой кромке создается вихрь, и за ним следуют разрыв или вихревой слой. Но мы должны помнить, что, в соответствии с основным принципом механики, вращение, или, точнее, момент количества

движения, не может быть создано в системе без противодействия. Например, если мы попытаемся привести во вращение тело, такое как колесо, то мы испытаем противодействие, стремящееся вращать нас в противоположном направлении. Или в случае с вертолетом с одним несущим винтом, вращающимся в одном направлении, нам необходимо устройство, чтобы предотвратить приведение во вращение тела летательного аппарата в противоположном направлении. Подобным образом, если процесс приведения в движение профиля крыла создает вихрь, т.е. вращение части жидкости, то в остальной жидкости создается вращение в противоположном направлении. Это вращательное движение жидкости проявляется как циркуляция вокруг профиля крыла. Способом, аналогичным тому, что мы видели в случае теннисного мяча, циркуляция создает более высокую скорость (более низкое давление) на верхней и более низкую скорость (более высокое давление) на нижней поверхности крыла. Таким способом создается положительная подъемная сила.

Ясно, что эта точка зрения изменяет всю физическую картину относительно подъемной силы. В прежние времена инстинктивное впечатление состояло в том, что воздух сталкивается с наклонной поверхностью крыла, и поэтому самолет поддерживается воздухом внизу. Теперь мы видим, что крыло самолета, по крайней мере, частично подвешивает или всасывает воздух, проходящий вдоль его верхней поверхности. Фактически, влияние на общую подъемную силу отрицательного давления или всасывания, созданного на верхней поверхности, больше, чем влияние положительного давления на нижней поверхности.

Вернемся к процессу развития циркуляции. Мы видели, что вихрь создается вблизи задней кромки; он остается позади, в то время как крыло продолжает движение. Мы называем этот вихрь начальным вихрем. Его ясно можно различить на фотографиях (рис. 22). Одновременно, как мы уже говорили ранее, создается циркуляция вокруг профиля крыла, и пока вихревая область оставляет крыло в вихревом слое, циркуляция возрастает. Однако резонно предположить, что когда начальный вихрь унесен на большое расстояние, то циркуляция достигает своего максимального значения, так как больше не существует разности скоростей между течениями, оставляющими верхнюю и нижнюю поверхности. Это предположение независимо друг от друга выдвинули Кутта и Жуковский. Оно называется условием Кутта – Жуковского или условием плавного потока на задней кромке. Это заметный мо-

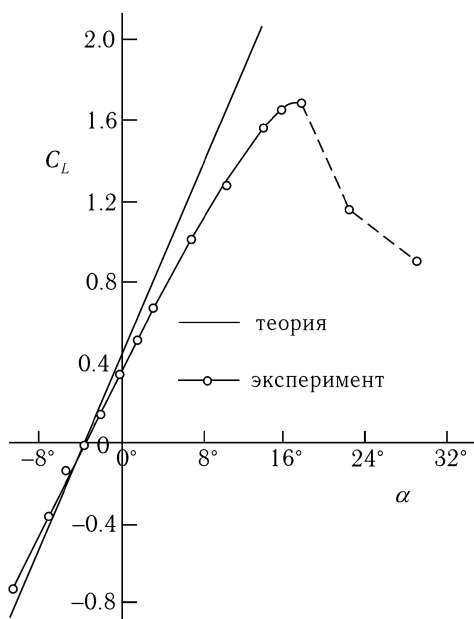


Рис. 23. Коэффициент подъемной силы C_L аэродинамической поверхности NASA 4412 в зависимости от угла атаки α . Теория циркуляции подъемной силы сравнивается с экспериментальным результатом.

мент в теории подъемной силы, потому что он определяет величину циркуляции. Посредством этой гипотезы вся задача подъемной силы становится чисто математической: следует только определить величину циркуляции так, чтобы скорость течения, оставляющего верхнюю поверхность задней кромки, равнялась скорости течения, оставляющего нижнюю поверхность. Правило, сформулированное таким образом, применяют к крыльям с нулевым углом при вершине на задней кромке. Если касательные к верхней и нижней поверхности образуют ограниченный угол, то задняя кромка является точкой остановки потока, т. е. скорость, рассчитанная с обеих сторон, нулевая.

Условие Кутта–Жуковского представляется приемлемой гипотезой, во-первых, потому что на него указывает визуальное наблюдение и, во-вторых, потому что подъемная сила, рассчитанная посредством этого условия, находится в удовлетворительном соответствии с измере-

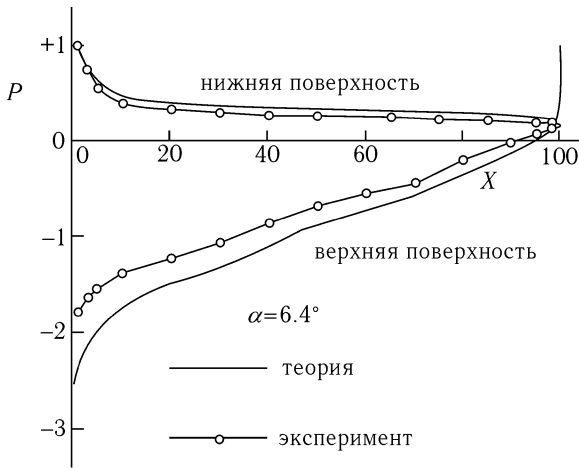


Рис. 24. Распределение давления вдоль хорды аэродинамической поверхности NASA 4412 при угле атаки $\alpha = 6,4^\circ$. P — давление на поверхности относительно давления потока, разделенное на динамическое давление потока, а X — расстояние вдоль хорды в процентном отношении хорды. Теория циркуляции подъемной силы сравнивается с экспериментальным результатом.

ниями. Сравнение между теорией и экспериментом показано на рис. 23, где коэффициент подъемной силы представлен в зависимости от угла атаки α для типичного профиля крыла. Коэффициент подъемной силы C_L — безразмерная величина, полученная делением подъемной силы на единицу ширины на длину хорды L и на динамическое давление $\frac{1}{2}\rho U^2$, где ρ — плотность жидкости, а U — скорость полета или скорость невозмущенного потока относительно крыла. Кривая, полученная с помощью вычислений, вполне соответствует измеренным значениям при условии, что угол атаки небольшой. На рис. 24 также сравнивается рассчитанное распределение давления для того же профиля крыла с измеренным результатом, где построен график разницы между давлением, действующим на поверхности (как верхней, так и нижней), и давлением, преобладающим в невозмущенном течении, разделенным на динамическое давление. И снова неоспоримое совпадение теории и эксперимента.

Здесь я хочу обратить внимание, что результат этой теории, которую мы называем теорией циркуляции подъемной силы, значительно отличается от теории Ньютона. В теории Ньютона предполагается, что отклоняемая воздушная масса — это количество воздуха, который непосредственно сталкивается с поверхностью тела. Если хорда плоской пластины L , а угол атаки α , то масса воздуха, которая отклоняется на единицу ширины пластины, пропорциональна $L \sin \alpha$ (рис. 5, стр. 20). Однако в соответствии с теорией циркуляции, она пропорциональна $3,14L$. Например, если α составляет 5° , при этом $\sin \alpha$ меньше 0,1, то результат Ньютона ошибочен более, чем на множитель 30. Сравнение между результатом Ньютона и теорией циркуляции также можно увидеть на рис. 14 (стр. 35), где построен график зависимости безразмерной перпендикулярной силы (т.е. составляющей силы, перпендикулярной пластине; тогда как подъемная сила является составляющей, перпендикулярной направлению относительного потока) от угла атаки.

Ограничение теории крыла: срыв потока

На рис. 23 показано, что полезность теории обусловлена ограниченной областью значений угла атаки, включающей относительно малые углы, положительные и отрицательные. Вне этой области значений измеренная подъемная сила падает намного ниже значений, предсказанных теорией. Физическое объяснение этого несоответствия, подтвержденного визуальными наблюдениями, следующее. Как уже говорилось, подъемная сила, действующая на крыло, возникает благодаря разности в давлении между верхней и нижней поверхностью. Эту разницу в давлении можно сохранить, только если течение удерживается у поверхности. Действительно, при малых углах атаки течение испытывает незначительные препятствия, но удерживается у поверхности. Однако когда угол увеличивается, воздух встречает всё возрастающие препятствия, чтобы сохранить соприкосновение, особенно на верхней поверхности, где ему приходится прокладывать себе дорогу вопреки возрастающему давлению, и он отрывается от поверхности до того, как достигнет задней кромки. Этот отрыв приводит, во-первых, к значительно меньшему значению циркуляции по сравнению с тем, которое задает условие Кутта–Жуковского, и, во-вторых, к фактическому снижению циркуляции с увеличивающимся углом атаки. Таким образом,

существует определенный критический угол атаки для каждого профиля крыла, сверх которого подъемная сила больше не возрастает с углом, а начинает уменьшаться. В таком случае о крыле говорят, что оно находится под *закритическим углом атаки*. Это явление имеет большое значение, поскольку оно определяет максимальную нагрузку, которую может выдерживать крыло при заданной скорости, и, в частности, безопасную посадочную скорость самолета.

По-видимому, иногда срыв потока случается и у птиц. Срыв потока у птиц можно вызвать, если у человека есть некоторые знания по аэродинамике. Я часто пытался проделать это с чайками на берегу озера Констанс (Constance). Я держал в руке хлеб, и когда птицы пытались достать его, я медленно отдергивал руку. Тогда птицы пытались уменьшить скорость, чтобы достать его, что требовало увеличения коэффициента подъемной силы. Очевидно, что несколько раз птицы превышали критический угол своих крыльев и падали. Разница между птицей и самолетом заключается в том, что птица может легко создать дополнительную подъемную силу, энергично взмахивая крыльями.

Явление срыва потока в основном зависит от вязких воздействий, которыми пренебрегают в теории циркуляции подъемной силы. У нас все еще нет надежной теории, предсказывающей угол, при котором происходит срыв потока, или картину потока вокруг крыла, когда оно находится под закритическим углом атаки. Однако мы знаем некоторые средства, которые эффективны не для полного предотвращения срыва потока, а для его отсрочки. Такие средства называются *устройствами для увеличения подъемной силы*.

Одно из таких устройств — паз возле передней кромки, изобретение Густава Лахмана и сэра Фредерика Хендли-Пейджа. Паз предотвращает отрыв потока от окрестности передней кромки, который является самым опасным видом отрыва. Вместо неповоротного паза в крыле можно также установить подвижное крылышко впереди передней кромки. Крылышко перемещается вперед автоматически отрицательным давлением при высоких углах атаки и создает паз, который при нормальном полете остается закрытым. Лахман, немецкий летчик во время Первой мировой войны, который позже получил докторскую степень в Ахенском университете, защитив диссертацию по теории паза, рассказал мне, что мысль о пазе зародилась у него, пока он лежал в военном госпитале после серьезной аварии, вызванной срывом

потока. Хендли-Пейдж в Англии независимо пришел к тому же изобретению. Позже они вместе работали. Еще одно устройство, задерживающее срыв потока, это разрезной закрылок или закрылок с пазами, установленный возле задней кромки. Почти у каждого самолета есть такой щиток на задней кромке, и его действие можно наблюдать во время посадки.

Трехмерная теория крыла (крыло конечного размаха)

Из трех людей, которых я назвал пионерами теории циркуляции, только Ланчестер пошел далее задачи крыла бесконечного размаха с постоянным профилем. Именно он первым подошел к задаче крыла конечного размаха. У него возникла мысль, что если крыло посредством своего движения создает циркуляцию вокруг себя, которую он назвал «периптерическим движением», то в таком случае оно должно действительно вести себя как вихрь, т. е. возбуждать поле течения, также как это сделал бы элемент вихря, определенный длиной размаха. Поэтому он заменил крыло *присоединенным вихрем*; «присоединенный» означает, что он не может свободно плыть в воздухе, как клуб дыма, но перемещается вместе с крылом. Его сердцевину составляет само крыло. Однако в соответствии с теоремой Гельмгольца [6], вихрь не может начинаться или заканчиваться в воздухе: он должен заканчиваться на стенке или образовать замкнутый контур. Поэтому Ланчестер пришел к выводу, что если присоединенный вихрь заканчивается на конце крыла, то там должно быть некоторое продолжение, и это продолжение должно быть *свободным вихрем*, «свободным», потому что он больше не ограничен крылом. Поэтому крыло можно заменить системой вихрей, состоящей из присоединенного вихря, который перемещается с крылом, и свободных вихрей, возникающих на концах крыла и расширяющихся по потоку. Ланчестер осознал этот основной факт в виде, как показано на его зарисовке системы вихрей, воспроизведенной на рис. 25.

Иногда можно наблюдать концевые вихри, если они становятся видимыми посредством конденсационных следов. Воздух всасывается в ядро вихря низкого давления и охлаждается тепловым расширением до такой степени, что водяной пар, содержащийся в воздухе, конденсируется. На рис. 26 изображен самолет, летящий над лесом и сбрасыва-

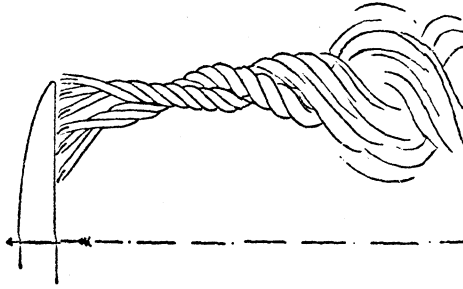


Рис. 25. Представление Ланчестером системы вихрей вокруг крыла. (Из книги F. W. Lanchester, *Aerodynamics* [London, 1907], с разрешения Constable and Co., Ltd.)

вающий инсектицидный дуст со своей задней кромки. В этом случае можно отчетливо увидеть кромки пелены дуста, свернутые вращением, вызванным концевыми вихрями.

Система свободных вихрей порождает поле скоростей, называемое полем индуцированных скоростей, в котором каждый составляющий вихрь с горизонтальной осью вызывает вихревое движение воздуха. Для нас особый интерес представляет вертикальная составляющая скорости в этом поле, которую мы называем *скосом потока*. В соответствии с общими принципами механики, каждая сила, действующая на тело, движущееся по воздуху, должна иметь свой аналог в количестве движения, сообщенного воздуху. Таким образом, подъемная сила вызывает движение воздуха вниз позади самолета; это и есть скос потока. В то время как самолет продолжает двигаться, вниз выталкиваются новые воздушные массы, и количество движения, созданное в единицу времени, равно подъемной силе.

Эта концепция дает также верный ответ на старый вопрос, относительно энергии, необходимой для поддержания полета. В главе первой я привел первые теоретические расчеты количества работы, требуемой для его поддержания. Однако именно Ланчестер первым обратил внимание, что кинетическая энергия поля скошенного потока представляет работу, необходимую для получения поддержания. Одно из важных последствий этого заключается в том, что в подобной работе не было бы поддержания, если бы крыло было бесконечно длинным. Если мы сравним два крыла одинаковой подъемной силы и одинаковой площади, но

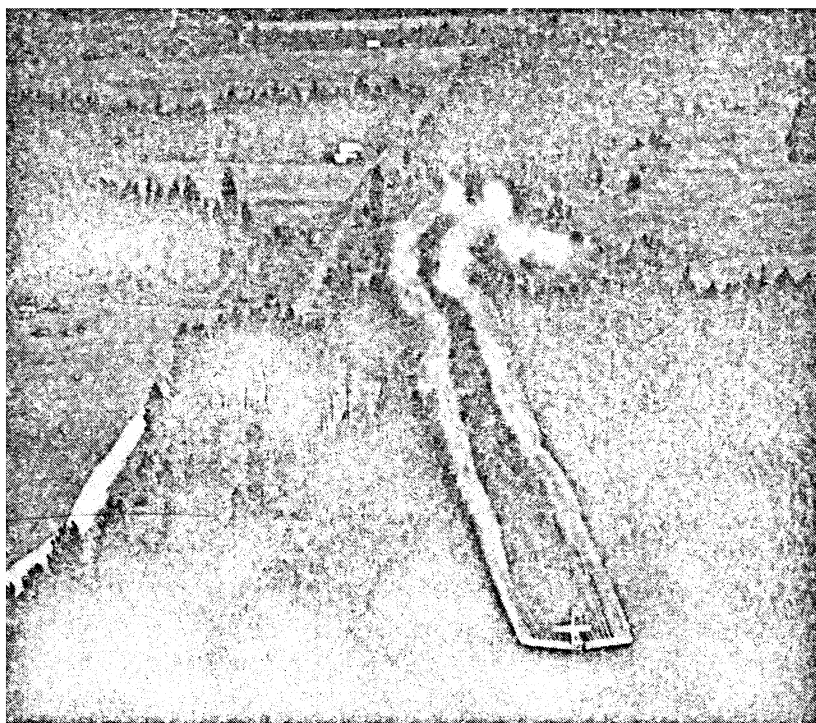


Рис. 26. Самолет, летящий над лесом и сбрасывающий dust (с любезного разрешения Лесной службы США).

разного размаха, то обнаружим, что работа меньше для более длинного крыла по сравнению с более коротким. Соотношение между размахом и средней хордой называется *относительным удлинением* крыла. Ланчестер первым осознал значение относительного удлинения крыла в связи с работой, необходимой для поддержания полета.

Ланчестер и Прандтль

Человек, который придал современной теории крыла ее реальную математическую форму, был одним из наиболее выдающихся представителей науки механики, и особенно механики жидкостей и газов, всех

времен, этот человек — Людвиг Прандтль (1875–1953). Он был моим учителем в Геттингенском университете; я был его ассистентом. Его огромный вклад в механику жидкостей относился к области теории крыла и теории пограничного слоя, о чем я расскажу в следующей главе.

Прандтль, инженер по специальности, был одарен редким умением понимать физические явления и необычайной способностью излагать их в относительно простой математической форме. Его владение математическими методами и приемами было ограничено; многие из его сотрудников и последователей превзошли его в решении трудных математических задач. Но его способность составлять системы упрощенных уравнений, которые выражали существенные физические зависимости и опускали все ненужное, на мой взгляд, была уникальной, даже при сравнении с его великими предшественниками в области механики, людьми типа Леонарда Эйлера (1707–1783) и Даламбера. Он очень много получил во время обучения в Мюнхене под руководством Августа Фёппля (1854–1924). Сам Фёппль проводил новаторские исследования, чтобы свести вместе прикладную и теоретическую механику. Позже Прандтль стал зятем Фёппля, следуя доброй немецкой академической традиции. Есть поговорка, я не знаю, кто ее автор: удивительно, как часто научный талант в Германии передается по наследству от тестя к зятю, а не от отца к сыну!

В литературе некоторое время шла дискуссия о том, что в развитии современной теории крыла поставить в заслугу Ланчестеру, а что Прандтлю. Ланчестер в конце жизни действительно испытывал горечь, так как чувствовал, что его вклад не был в достаточной мере признан. Все говорили только о «вихрях Прандтля» и «теории крыла Прандтля». Я помню, что Ланчестер приехал в Гёттинген задолго до того, как Прандтль обнародовал свою теорию крыла, в то время я был там аспирантом, и объяснил многие идеи, которые опубликовал позже. На этих дискуссиях присутствовали как Прандтль, так и Карл Рунге (1856–1927), и они узнали из них очень многое. Рунге был профессором прикладной математики в Гёттингене и выступал в качестве переводчика, потому что ни Ланчестер, ни Прандтль не знали родной язык друг друга. Некоторые чувствовали, что Прандтль в своих публикациях не высказал должного признания Ланчестеру в том, что касалось приоритета некоторых идей.

Многие великие люди, обладающие воображением для разработки систем идей для себя, разделяют слабость, забывая указать, откуда пришло первоначальное вдохновение. Например, этим отчасти, по-видимому, страдал сэр Джозеф Джон Томсон (1856–1940), великий английский физик. Его ученик и друг, сэр Френсис У. Астон однажды сказал мне, что было очень забавно рассказывать Томсону что-либо новое. Если вы высказали ему идею в среду, то он качал головой; по четвергам он снова бы ей не поверил; но в следующий понедельник он бы пришел к вам и сказал: «Послушайте, дело в том, что...» Вслед за этим, он предлагал обсудить ту же идею, о которой вы ему уже говорили ранее, закончив: «Ну теперь, вы понимаете задачу?»

Активному и творческому уму очень тяжело запомнить, где он прочитал или из какой беседы пришло первое вдохновение. Поэтому я уверен, что Прандтль никогда не ощущал, что он не высказал должного признания работам Ланчестера. Возможно, ему самому было неясно сколько элементов теории, разработанной им с таким большим успехом, уже содержалось в работах Ланчестера. Прандтль коснулся этой темы по случаю чтения лекции в память Уилбера Райта в 1927 году в Королевском обществе по аэронавтике [7]:

В Англии вы называете ее теорией Ланчестера–Прандтля, и это справедливо, потому что Ланчестер независимо получил важную часть результатов. Он начал работать над этой темой раньше меня, и без сомнения это заставляет людей думать, что исследования Ланчестера, так как они изложены в его «Аэродинамике» в 1907 году, привели меня к идеям, на которых основана теория крыла. Это не так. Необходимые идеи для построения этой теории, насколько эти идеи содержатся в книге Ланчестера, уже приходили мне в голову до того, как я увидел книгу. В подтверждение этих слов, мне хотелось бы обратить внимание, что, в сущности, мы в Германии лучше поняли книгу Ланчестера, когда она появилась, чем вы в Англии. Несомненно, английский научный мир следует упрекнуть за то, что он не обратил внимания на теории, изложенные соотечественником, тогда как немцы их очень внимательно изучили и извлекли оттуда значительную выгоду. Однако правда заключается еще в том, что за ходом рассуждений Ланчестера очень трудно просле-

дить, поскольку он предъявляет очень большие требования к интуитивному восприятию читателя, и мы смогли сразу понять смысл книги Ланчестера только потому, что работали в аналогичных направлениях. Однако в то же время я желаю быть ясно понятым, что во многих конкретных отношениях Ланчестер работал по отличным от нас направлениям, направлениям, которые новы для нас, и поэтому мы смогли почерпнуть много полезных идей из его книги.

Теория несущих линий Прандтля: крылья большого относительного удлинения

Прандтль [8] систематизировал идеи и упростил картину следующим образом: а) крыло заменяется несущей линией, составляющей перпендикуляр к направлению полета; б) по предположению несущая линия состоит из присоединенного вихря с переменной циркуляцией для того, чтобы объяснить тот факт, что подъемная сила может изменяться вдоль размаха; в) в соответствии с изменением циркуляции вдоль размаха, рождаются свободные вихри и расширяются по потоку; однако, г) течение, созданное системой вихрей, считается малым возмущением основного потока относительно крыла, и поэтому д) предполагается, что свободные вихри приблизительно следуют первоначальному направлению линий обтекания параллельно и противоположно направлению полета вместо того, чтобы немедленно закончиться концевым вихрем, как полагал Ланчестер (рис. 25); е) течение в непосредственной окрестности профиля крыла определяется на основе двумерного решения, предложенного Кутта и Жуковским.

С этими допущениями задача подъемной силы становится приемлемой для математического рассмотрения, в то время как первоначальную концепцию Ланчестера трудно выразить в математическом виде.

Учитывая изменение относительного ветра посредством индуцированного течения, на основании (е) мы получим результат, согласно которому подъемная сила каждого отдельного элемента крыла, а также общая подъемная сила крыла являются линейными функциями угла атаки, как в двумерной теории; но наклон линии действия подъемной силы в зависимости от угла атаки зависит от относительного удлинения и уменьшается с уменьшением относительного удлинения. Это положение из качественных методов признал уже Ланчестер.

Посредством теории Прандтля мы можем решить две задачи. Во-первых, если известно распределение подъемной силы вдоль размаха крыла, то можно определить структуру потока индуцированных скоростей прямым расчетом, а также энергию, необходимую для получения распределения подъемной силы; во-вторых, и для инженера это интереснее, можно определить распределение подъемной силы вдоль размаха, если задана геометрия крыла, т.е. если заданы распределения хорды, профиль крыла и угол атаки вдоль размаха. Вторая задача отчасти более запутана математически, чем первая. Она требует решения интегрального уравнения, не сводящегося к прямому расчету. С тех пор для решения интегрального уравнения подъемной силы разработаны уже многие методы. Существуют аналитические методы, использующие разложение в бесконечные ряды, графические методы и методы последовательного приближения. Один из самых интересных методов предложен Сирсом [9] и начинается с понятия, над которым мы работали вместе, и в нем применен метод собственных функций по способу Шмидта – Фредгольма.

Решение интегрального уравнения Прандтля дает конструктору важную информацию о влиянии таких геометрических особенностей крыла как относительное удлинение, хорда и распределение кручения, а также смещения элерона и закрылка. Таким образом, теория крыла стала настоящей основой научного проектирования всех наших самолетов, по крайней мере в том, что касается области средних скоростей.

Безусловно, у теории Прандтля есть ограничения, как и у любой теории. Ее первое ограничение вызвано явлением *срыва потока*. Это то же ограничение, о котором я уже говорил при обсуждении двумерной теории Кутта и Жуковского; а именно, величину циркуляции нельзя предсказать теоретически, если угол атаки превышает определенный предел, потому что течение отрывается от поверхности.

Второе характерное ограничение теории несущих линий касается *стреловидности крыла*, особенности, которая принята на высокоскоростных самолетах по причинам, подробнее объясненным нами в главе IV. Если мы заменим стреловидное крыло на стреловидную несущую линию, то расчет скаса потока окажется очень трудным, потому что возникают математические бесконечности на несущей линии.

Третье ограничение заключается в том, что теория несущих линий не дает хорошего приближения для крыльев *малого относительного удлинения*. Если размах не слишком большой по сравнению со средней

хордой крыла, то нельзя предположить, что структура потока в плоскости, перпендикулярной размаху, приближенно определяется двумерным течением.

Развитие теории несущих линий: теория Джонса для крыльев малого относительного удлинения

В последних двух случаях, т.е. для крыла прямой стреловидности и крыла малого относительного удлинения, мы должны обратиться к более точной и сложной теории, в которой крыло представлено несущей поверхностью, а не несущей линией. Ситуация все же подобна той, что происходит в случае несущей линии. Если мы знаем распределение подъемной силы над поверхностью, то мы сможем рассчитать прямым способом поле скоростей потока и энергию, необходимую для получения заданного поддержания полета. Однако если задана геометрическая форма поверхности, то решение задачи определения распределения подъемной силы предполагает значительные математические трудности, потому что мы должны решить интегральное уравнение, содержащее двойной интеграл, и в этой задаче даже лучшие математики не окажут нам значительной помощи. Мы, специалисты по аэродинамике, должны двигаться вперед со своими собственными методами. Такую теорию первоначально создал Бленк в школе Прандтля [10]. Хотя по этой проблеме проделан значительный объем работы, здесь я не могу обсуждать ее подробнее. Возможно, наиболее систематизированное представление о настоящем состоянии вопроса дали Флак и Лоренс из Корнеллской лаборатории по аэронавтике [11].

Однако мне хотелось бы отметить один интересный подход к приближенному решению задачи для крыла очень малого относительного удлинения. В этом случае анализ удивительно прост, и появился благодаря изобретательному ученому, принадлежащему молодому поколению, Роберту Т. Джонсу, который работает в Национальном консультативном комитете по аэронавтике (NACA) [12].

Джонс являет собой пример ученого, внесшего значительный вклад в развитие аэродинамики, не имея при этом преимуществ систематического образования, ведущего к получению степени. Фактически он проучился в колледже только два семестра; после этого он сменил несколько мест работы, включая попытки строить самолеты для небольшой компании. Экономическая депрессия привела к краху этого

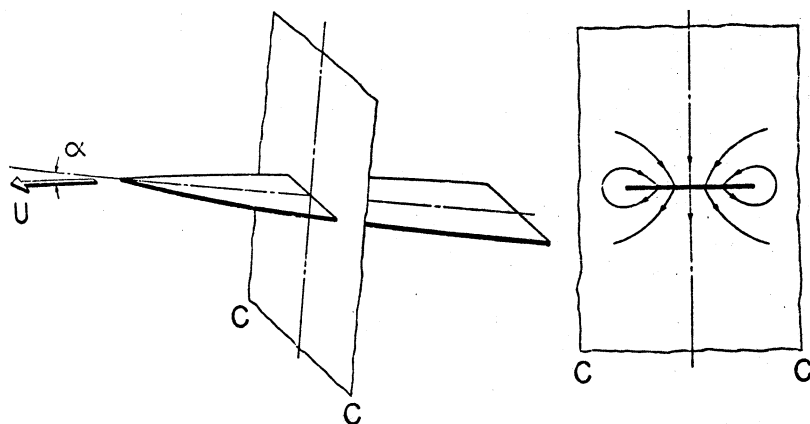


Рис. 27. Крыло малого относительного удлинения. Течение вокруг каждого поперечного сечения, перпендикулярного направлению полета, можно приблизительно приравнять к двумерному течению вокруг такого же поперечного сечения. U — скорость полета и α — угол атаки. $C - C$ представляет типичное поперечное сечение.

предприятия, и он оказался лифтером в одном из правительственных зданий в Вашингтоне. Я считал, что сам Макс Мунк, ведущий специалист по аэродинамике, открыл в лифтере потенциальные таланты, но Артур Кантровиц недавно подтвердил, что это не так; по его словам, Джонс получил работу в NASA по рекомендации конгрессмена от его родного города, история намного менее драматичная. В любом случае начальники Джонса в NASA дали ему шанс продолжить свои исследования, читая научную литературу и посещая лекции.

Джонс рассматривал крылья очень малого относительного удлинения (рис. 27). Как увидим в следующей главе, такие крылья, например известное треугольное крыло, недавно стали очень важными благодаря своему применению в высокоскоростном полете. Я уже говорил ранее, что Прандтль допускал возможность приближенно приравнять течение вокруг каждого профиля крыла, перпендикулярного размаху, к двумерному течению. Для крыльев очень малого относительного удлинения Джонс сделал предположение, противоположное теории Прандтля. Он постулировал, что течение вокруг каждого поперечного сечения,

перпендикулярного направлению полета, можно приближенно приравнять к двумерному течению вокруг такого же поперечного сечения, наложенного на первоначальный равномерный поток. Эта идея дает возможность определить распределение подъемной силы вдоль хорды, также как теория Прандтля дает распределение подъемной силы вдоль размаха.

Одним из замечательных результатов теории Джонса является тот факт, что на подъемную силу в любой точке хорды влияет только течение впереди рассматриваемой точки, и она не зависит от условий течения по потоку, тогда как в случае крыльев большого относительного удлинения Прандтля, местная подъемная сила в основном зависит от влияния свободных вихрей по потоку. Теория Джонса составляет важное дополнение к теории Прандтля, и, по мнению автора, очень удовлетворительным способом завершает теорию крыла. Следует упомянуть подобную идею, ранее использованную Мунком [13] для расчета сил, действующих на корпус дирижабля, в задаче, которая сегодня устарела. Мунк не подумал о возможности применить ту же самую идею к теории крыла, тогда как Джонс осознал значение подобной теории для решения вполне современной задачи, а именно задачи треугольного крыла.

В представлении теории подъемной силы я намеренно опустил один важный аспект, а именно, влияние вязкости на явление подъемной силы. Действительно, влияние вязкости встречается почти в каждой аэродинамической задаче, когда мы приступаем к более полному анализу. Однако мы должны обсудить явление вязкости в следующей главе, в связи с проблемой сопротивления, где вязкость имеет важнейшее значение.

Литература

- [1] Lord Rayleigh, *On the Irregular Flight of a Tennis-Ball*, Messenger of Mathematics, **7** (1878), 14–16; а также Scientific Papers (Cambridge, 1899), I, 344–346.
- [2] A. Flettner, *Die Anwendung der Erkenntnisse der Aerodynamik zum Windantrieb von Schiffen*, Werft, Reederei, Hafen, **5** (1924), 657–667.
- [3] W. F. Lanchester, *Aerodynamics* (London, 1907); *Aerodonetics* (London, 1908).
- [4] M. W. Kutta, *Auftriebskräfte in strömenden Flüssigkeiten*, Illustrierte Aeronautische Mitteilungen, **6** (1902), 133–135; *Über eine mit den Grundla-*

gen des Flugproblems in Beziehung stehende zwei-dimensionale Strömung, Sitzungsberichte der Bayerische Akademie der Wissenschaften, mathematisch-physikalische Klasse (1910), 1–58; *Über ebene Zirkulationsströmungen nebst flugtechnischen Anwendungen*, *ibid.*, (1911), 65–125.

- [5] Н. Е. Жуковский, *О присоединенных вихрях*, Собр. соч., т. IV: Аэродинамика. М.-Л.: 1949, стр. 69–91. Сообщено 28/XI 1905 года Московскому математическому обществу и впервые опубликовано в Трудах Отделения физических наук, т. XIII, вып. 2, 1906, стр. 12–25.
- [6] H. von Helmholtz, *Über Integrale der hydrodynamischen Gleichungen, welche den Wirbelbewegungen entsprechen*, Journal für die reine und angewandte Mathematik, **55** (1858), 25–55.
- [7] L. Prandtl, *The Generation of Vortices in Fluids of Small Viscosity*, Journal of the Royal Aeronautic Society, **31** (1927), 720–741.
- [8] L. Prandtl, *Tragflügeltheorie*, Göttinger Nachrichten, mathematisch-physikalische Klasse (1918), 451–477; (1919), 107–137 (перепечатана Л. Прандтлем и А. Бецом в Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik [Göttingen, 1927]); *Application of Modern Hydrodynamics to Aeronautics*, N.A.C.A. Report №116 (1921).
- [9] W. R. Sears, *A New Treatment of the Lifting-Line Wing Theory, with Application to Rigid and Elastic Wings*, Quarterly of Applied Mathematics, **6** (1948), 239–255.
- [10] H. Blenk, *Der Eindecker als tragende Wirbelfläche*, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, **5** (1925), 36–47.
- [11] A. H. Flax, and H. R. Lawrence, *The Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio Wings and Wing-Body Combinations*, Proceedings of the Third Anglo-American Aeronautical Conference (1951), 363–398.
- [12] R. T. Jones, *Properties of Low-Aspect-Ratio Pointed Wings at Speeds below and above the Speed of Sound*, N.A.C.A. Report №835 (1946).
- [13] M. M. Munk, *The Aerodynamic Forces on Airship Hulls*, N.A.C.A. Report №184 (1923).



Людвиг Прандтль

ГЛАВА III

Теории сопротивления и поверхностного трения

В предыдущей главе мы рассмотрели подъемную силу крыла. Все рассматриваемые силы были силами давления на крыло, например, положительное давление на его нижней поверхности и отрицательное — на верхней. Мы пренебрегали силами, действующими касательно к поверхности, которые называются *силами трения*. Но если мы рассматриваем лобовое сопротивление, то больше не можем пренебрегать этими силами.

Проанализируем все силы, действующие на тело, которое движется в жидкости, первоначально находящейся в состоянии покоя. Мы имеем *сопротивление давления* и *сопротивление трения*. Сопротивление давления является составляющей, параллельной направлению движения тела, силы, результирующей из всех давлений. Сопротивление трению является равнодействующей всех касательных сил, взятых в том же направлении. Источником сопротивления давлению являются два явления. Одно относится к подъемной силе, т. е. к работе, которая должна быть израсходована, чтобы получить подъемную силу. Сила, которая делает необходимым расходование этой работы, называется *индуктивным сопротивлением*. Другая часть сопротивления давлению независима от подъемной силы, и мне хотелось бы назвать ее *сопротивлением следа*¹.

Индуктивное сопротивление нулевое, если размах бесконечный. В этом случае, как было показано в предыдущей главе, не требуется никакой работы для поддержания; следовательно, здесь нет индуктивного сопротивления. Сопротивление следа нулевое, если мы пренебрегаем трением и допускаем, что течение окружает крыло так, как описывает математическое решение для невязких жидкостей. Это происходит в соответствии с теоремой, приведенной ранее, которую мы

¹В русской литературе принято название «вихревое сопротивление». — *Прим. ред.*

назвали парадоксом Даламбера. Однако в реальных жидкостях вследствие явлений трения, линии тока не следуют вдоль поверхности тела в направлении его задней части, но где-нибудь отрываются от поверхности, оставляя таким образом вихревую область по потоку, называемую *следом*. Следовательно, давление над задней частью тела не может достичь таких высоких значений, какие рассчитывают для невязкого течения. Так как давления впереди и сзади больше не уравновешены, то происходит сопротивление давлению. Это и есть сопротивление следа.

Сопротивление следа и сопротивление трения вместе называются профильным сопротивлением, потому что они определяются местным поперечным сечением (профилем) крыла. Поэтому существует две точки зрения на классифицирование лобового сопротивления: одна — возникает ли лобовое сопротивление на основе давлений или сил трения; другая — зависит ли оно от подъемной силы или профиля крыла.

Индуктивное сопротивление

Рассмотрим внимательнее эти отчасти разные виды сопротивления. Авиационный инженер обычно применяет вместо самих сил безразмерные коэффициенты. Например, коэффициент подъемной силы C_L , уже использованный в главе II, и коэффициент лобового сопротивления C_D соответственно определяются делением подъемной силы и лобового сопротивления на площадь крыла и динамическое давление, соответствующее скорости полета. Динамическое давление — величина увеличения давления, которая появляется, если поток жидкости с плотностью ρ и скоростью U останавливается; она равна $\frac{1}{2}\rho U^2$. На рис. 28 показана диаграмма, очень хорошо знакомая авиационным инженерам, так называемая *полярная диаграмма*, на которой построен график коэффициента подъемной силы в зависимости от коэффициента лобового сопротивления. Угол атаки использован в качестве параметра. Данные являются результатом измерений крыльев относительного удлинения от единицы до семи в аэродинамической трубе [1]. Относительное удлинение крыла, как объяснено в главе II, получено делением размаха на среднюю хорду.

Следовательно, в соответствии с теорией несущих линий Прандтля, коэффициент индуктивного сопротивления пропорционален квадрату коэффициента подъемной силы и обратно пропорционален относительному удлинению крыла, по крайней мере, большему относитель-

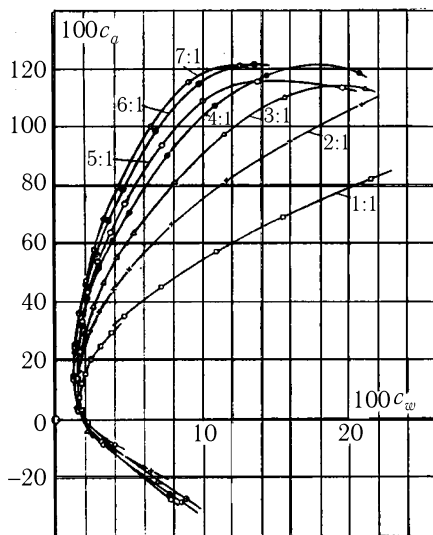


Рис. 28. Экспериментальные значения коэффициента подъемной силы C_a в зависимости от коэффициента лобового сопротивления C_w для группы крыльев разного относительного удлинения. Числа на кривых определяют относительным удлинением. (Из статьи L. Prandtl, *Application of Modern Hydrodynamics to Aeronautics*, NACA Report №116 [1921], с разрешения Национального консультативного комитета по авиации.)

ному удлинению. Если бы существовало только индуктивное сопротивление, то лобовое сопротивление было бы нулевым, если подъемная сила нулевая. Однако, как показано на рис. 28, это не так, потому что существует также сопротивление следа и сопротивление трения. Эти два вида сопротивления мы не можем отделить простым измерением; как отмечено выше, их суммой является профильное сопротивление. Если допустить, что профильное сопротивление независимо от относительного удлинения, то, используя теорию Прандтля, можно преобразовать полярную диаграмму для некоторого относительного удлинения к диаграмме для другого относительного удлинения. Это фактически сделано на рис. 29, где с помощью теории Прандтля измеренные значения для крыльев различного относительного удлинения преобразованы

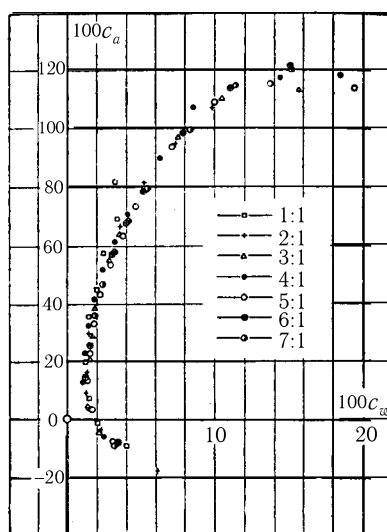


Рис. 29. Некоторые данные с рис. 28, скорректированные для относительно-го удлинения, равного пяти в соответствии с теорией Прандтля. (Из статьи L. Prandtl, *Application of Modern Hydrodynamics to Aeronautics*, N.A.C.A. Report №116 [1921].)

в кривую для относительного удлинения, равным пяти. Этот результат показывает, что теоретический прогноз очень близок к верному. Встречается некоторый разброс, но только для крыльев с относительным удлинением, равным единице, где не выполняется основное допущение теории несущих линий.

Я описал индуктивное сопротивление как сопротивление, которому должно быть оказано противодействие для получения подъемной силы. Таким образом, мы пришли к понятию индуктивного сопротивления на основе соображения, что должна быть сделана работа, чтобы создать скорость скошенного вниз потока, связанного с подъемной силой. Еще одно объяснение индуктивного сопротивления, которое более близко вытекает из явлений местного течения, следующее. Предположим, что самолет летит в горизонтальном направлении. Его крыло имеет конечный размах, так что на нем возникают свободные вихри и создают поле индуцированных скоростей. Эта скорость, возбужденная

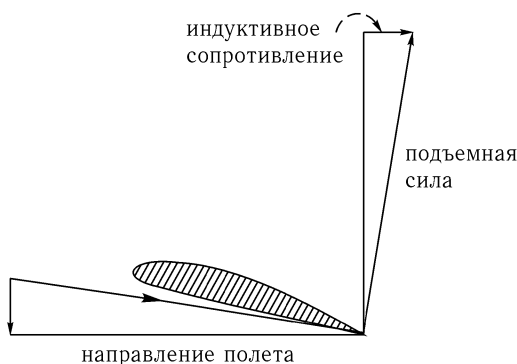


Рис. 30. Объяснение возникновения индуктивного сопротивления.

на самом крыле, направлена по существу вниз; следовательно, когда она соединяется с невозмущенной относительной скоростью, то воздух, по-видимому, приближается к крылу вдоль уклона, направленного слегка вниз (рис. 30). Это означает уменьшение эффективного угла атаки, а также ответственно за снижение наклона кривой подъемной силы, указанное в главе II. При этом, поскольку подъемная сила, вызванная циркуляцией, всегда перпендикулярна направлению относительного течения, то она слегка наклонена обратно от перпендикуляра к направлению полета. Параллельная составляющая направлению полета и есть индуктивное сопротивление. Это объяснение проясняет тот факт, что индуктивное сопротивление возникает как сила давления, действующая на крыло.

Мне хотелось бы сделать еще одно замечание об индуктивном сопротивлении. Индуктивное сопротивление неизбежно, если существует подъемная сила, а размах крыла бесконечный. Вопрос заключается в том, как сделать индуктивное сопротивление насколько возможно малым. Эта задача была решена Максом Мунком, учеником Прандтля [2], в его докторской диссертации в Геттингене. Позже Мунк приехал в США работать в Национальном консультативном комитете по аэронавтике, стал профессором Католического университета Америки, а также был связан с работой в Военно-морской артиллерийской лаборатории. Он доказал, что минимальное индуктивное сопротивление получается, если распределение подъемной силы над размахом соот-

ветствует эллипсу. Такое распределение подъемной силы называется *эллиптическим распределением*.

Достижение этого результата потребовало много работы. Я помню, когда Прандтль работал над своей теорией несущих линий летом 1914 года, я, призванный в австро-венгерскую армию, был отозван домой и проезжал через Геттинген.

«Послушайте, — сказал мне Прандтль, — я рассчитываю эти проклятые вихри и не могу получить приемлемый результат для индуктивного сопротивления. Я попытался заставить подъемную силу внезапно падать до нуля на концевой части крыла, но индуцированная скорость становится бесконечной. Хорошо, подумал я, природе не нравится подобное нарушение непрерывности, поэтому я заставил подъемную силу возрастать линейно с расстоянием от концевой части крыла. Это также не действовало. Это распределение подъемной силы также не создает конечную индуцированную скорость на концевой части».

«Хорошо, это интересно. Я тоже над этим подумаю», — сказал я.

Но я был слишком занят войной, чтобы приняться за эту задачу. Прандтль продолжил работать над ней и позже нашел решение. Оно является более или менее математическим приемом: задачу можно решить, если предположить, что подъемная сила начинается с половинной мощности расстояния от концевой части крыла, как, например, в случае эллиптического распределения, найденного Мунком. Мунк был одним из ведущих сотрудников Прандтля в то время, и его вклад, несомненно, составил значительную часть всей картины теории крыла.

В соответствии с формулой Прандтля–Мунка, минимальное индуктивное сопротивление крыла, которое создает подъемную силу L , равняется $2L^2/\pi\rho U^2 b^2$, где b — размах крыла, U — скорость полета, а ρ — плотность воздуха. Поэтому минимальная мощность P , необходимая для поддержания веса W , задается формулой

$$P = \frac{2W^2}{\pi\rho U b^2}.$$

Интересно сравнить этот результат с ранними теориями Ренара, которые мы описали в главе I. Его формула мощности, необходимой для поддержания веса, была следующей:

$$P = \frac{W^2}{2\rho U S},$$

где S — площадь крыла. Эта формула основана на эмпирическом законе для нормального давления, оказываемого на плоскую пластину. Обе формулы, старая и новая, совпадают, если мы возьмем относительное удлинение крыла, равное $4/\pi$ или 1,27. Старая теория довольно пессимистическая, так как потребная мощность значительно уменьшается при больших относительных удлинениях, которые используются в современных самолетах.

Хотя для аэродинамических характеристик, особенно для благоприятного аэродинамического качества и дальнего действия, очень большое относительное удлинение было бы желательно, но конструктивные соображения ограничивают практические значения для самолетов со средней скоростью пределом от восьми до десяти. Важное исключение — транспортный самолет, недавно построенный Дюбуа-Юре во Франции, относительное удлинение крыла которого примерно равно двадцати пяти. Несомненно, что вставленная между фюзеляжем и крылом специально разработанная распорка обеспечивает необходимую жесткость конструкции крыла без избыточного превышения в весе. Для самолетов, приближающихся или превосходящих звуковую скорость, индуктивное сопротивление относительно малое, по сравнению с другими составляющими сопротивления; следовательно, в таких самолетах конструкторы обычно применяют малые относительные удлинения крыла, вплоть до двух или даже полутора.

Сопротивление следа и вихревая дорожка

Теперь мы подошли к вопросу сопротивления следа. В соответствии с теорией Даламбера, сопротивление следа нулевое. Кирхгоф и Рэлей пытались избежать этого вывода, предположив, что поверхности разрыва образуются на краях пластины (см. главу I). Однако физически это совершенно невозможно, потому что это означает, что бесконечная масса жидкости переносится с пластиной как «застойная жидкость». Это остается невозможным, даже если пластина очень медленно ускоряется из состояния покоя. Следует обязательно признать, что реальная картина течения не вполне понятна. Возьмем, например, явно простую задачу сферы, равномерно двигающейся в жидкости; мы точно не знаем как выглядит картина течения.

Однако существует, по крайней мере, один случай, о котором мы знаем что-то более определенное о картине течения: это течение во-

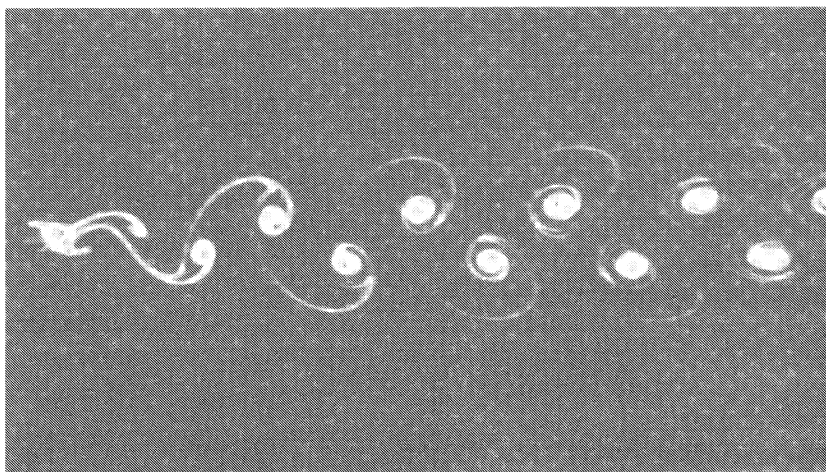


Рис. 31. Двойной ряд переменных вихрей позади кругового цилиндра.

круг бесконечно длинного цилиндра. На рис. 31 представлена сделанная неподвижной камерой фотография кругового цилиндра,двигающегося слева через жидкость, первоначально находящуюся в состоянии покоя. Мы наблюдаем двойной ряд переменных вихрей, следующих за цилиндром. Вихри в верхнем ряду поворачиваются по часовой стрелке, тогда как вихри в нижнем ряду — против часовой стрелки. Эта система вихрей заменяет бесконечную массу жидкости, следующую за телом согласно предположению теории Кирхгофа и Рэлея. Несомненно, допускаемые этой теорией поверхности разрыва можно считать вихревыми слоями, и вообще оказывается, что подобные вихревые слои неустойчивы. У них также есть стремление свертываться таким образом, что завихренность концентрируется вокруг определенных точек.

Расположение вихрей, изображенных на рис. 31, связано с моим именем; обычно его называют *вихревая дорожка Кармана* или *вихревой след Кармана*. Но я не претендую на открытие этих вихрей; они были известны задолго до моего рождения. Впервые я увидел их на картине в одной из церквей Болоньи (Италия), где нарисован святой Христофор, переносящий младенца Иисуса через текущий поток. Позади босой ноги святого художник изобразил переменные вихри. Переменные вихри позади препятствий наблюдал и фотографировал ан-

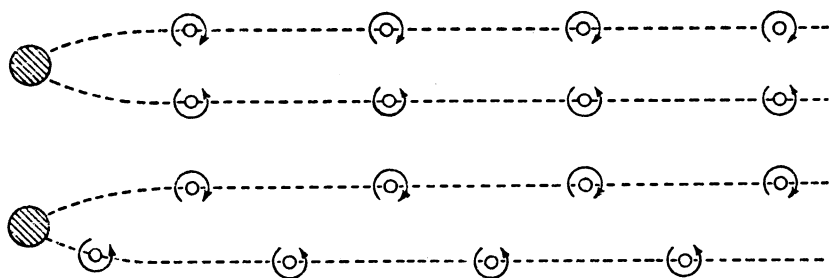


Рис. 32. Двойные ряды переменных вихрей; симметричное (*вверху*) и асимметричное (*внизу*) расположения.

глийский ученый Генри Реджинальд Арнульф Маллок (1851–1933) [3], а затем профессор из Франции Анри Бенар (1874–1939) [4]. Бенар раньше меня проделал много работы по этой проблеме, но он в основном наблюдал вихри в любой вязкой жидкости или коллоидных растворах, и рассматривал их больше с точки зрения экспериментальной физики, а не аэродинамики. Тем не менее, он отчасти ревновал, что вихревую систему связали с моим именем, и несколько раз, например на Международном конгрессе по прикладной механике в Цюрихе (1926) и в Стокгольме (1930), настаивал на своем приоритете за первым наблюдением этого явления. В ответ я однажды сказал: «Согласен, то, что в Берлине и Лондоне называется «Карман-стрит», в Париже следует назвать «Авеню Анри Бенар». После этой остроты мы заключили мир и стали хорошими друзьями¹.

Фактически мой вклад в аэродинамические знания о наблюдаемом явлении состоит из двух частей [5]. Полагаю, я первым доказал, что симметричное расположение вихрей (рис. 32, вверху), которое было бы очевидной возможностью замены вихревого слоя, неустойчиво. Я установил, что устойчивым может быть только асимметричное расположение (рис. 32, внизу), и только для определенного соотношения расстояния между рядами и расстояния между двумя последовательными вихрями каждого ряда. Кроме того, я связал количество движения, переносимое системой вихрей, с лобовым сопротивлением и дока-

¹Игра слов: вихревая дорожка по-английски называется «vortex street», как и «улица». Соответственно, по-французски слово «улица» звучит как «avenue» — «авеню». — *Прим. пер.*

зал, как создание подобной системы вихрей может представлять механизм сопротивления следа, — вопрос, которому ни Маллок, ни Бенар не уделили должного внимания.

Возможно, мне следует рассказать как я заинтересовался этой задачей. В 1911 году я был аспирантом в Геттингене. В тот период основной интерес для Прандтля представляла теория пограничного слоя (которую мы обсудим позже), т. е. течение жидкости очень близко к поверхности тела. В то время у Прандтля работал кандидат на получение докторской степени Карл Хименц [6], которому он дал задание построить гидроканал, чтобы в нем можно было бы наблюдать отрыв течения позади цилиндра. Цель заключалась в экспериментальной проверке точки отрыва, рассчитанной посредством теории пограничного слоя. Для этой цели, во-первых, необходимо было знать распределение давления вокруг цилиндра в установившемся течении. К своему удивлению, Хименц обнаружил, что течение в его канале сильно колебалось.

Когда он сообщил об этом Прандтлю, то последний сказал ему: «Очевидно Ваш цилиндр не круговой».

Однако даже после очень тщательной механической обработки цилиндра, течение продолжало колебаться. Затем Хименцу сказали, что, возможно, канал не был симметричным, и он начал его выравнивать.

Я не занимался этой задачей, но каждое утро, когда я приходил в лабораторию, я спрашивал у него: «Господин Хименц, течение уже установившееся?»

Он печально отвечал: «Оно всегда колеблется»¹.

Итак, подумал я, если течение всегда колеблется, то у этого явления должна быть естественная и существенная причина. Однажды в выходной я попытался рассчитать устойчивость системы вихрей и сделал это очень примитивным способом. Я предположил, что только один вихрь свободен для движения, в то время как все остальные вихри неподвижны, и рассчитал, что случится, если этот вихрь слегка переместить. Полученный мной результат заключался в том, что при условии предположения о симметричном расположении, вихрь всегда уходил со своей первоначальной позиции. Я получил тот же результат для асимметричного расположения, но обнаружил, что при определенном соотношении расстояний между рядами и между двумя последовательными вихрями, вихрь оставался в непосредственной окрестности

¹ Позже Хименц добился успеха, сделав течение почти установившимся: он ввел стоячую воду снизу в область следа.

от своей первоначальной позиции, описывая вокруг нее что-то вроде малой замкнутой круговой траектории.

За выходные я закончил работу и спросил Прандтля в понедельник: «Что Вы об этом думаете?»

«Вы получили некоторый результат, — ответил он. — Подробно опишите его, и я представлю Вашу статью в Академии».

Это была моя первая статья по этой теме. Затем, так как я полагал, что мое допущение было отчасти слишком произвольным, я рассмотрел систему, в которой все вихри были подвижными. Это потребовало несколько более сложного математического расчета, но через несколько недель я закончил расчет и написал вторую статью.

Иногда меня спрашивают: «Почему Вы опубликовали две статьи через три недели? Одна из них должна быть неверной». Неверная, не совсем точное выражение, но в первый раз я дал грубое приближение, а затем уточнил его. Результат по существу оказался одинаковым; отличалось только численное значение критического соотношения.

Теперь у этих вихрей есть много физических приложений. Вскоре после выхода моей статьи, Рэлей [7] пришел к мысли, что переменные вихри должны объяснять Эолову арфу — поющие провода. Некоторые люди все еще помнят поющие провода коробки крыльев биплана. Пение возникает из-за периодического отрыва вихрей. Если некоторые распорки, используемые в подводном аппарате, пели высоким тоном, то Гонгуер [8] экспериментально доказал, что колебание было вызвано периодическим отрывом вихрей, которое происходит, если задние кромки должным образом не отточены. Это также объясняет пение морских гребных винтов, как было ранее установлено Гутше [9].

Один французский морской инженер рассказал мне о случае, когда перископ подводной лодки оказался совершенно бесполезным при скорости свыше семи узлов под водой, потому что стержень перископа создавал периодические вихри, частота которых на определенной скорости резонировала с естественным колебанием стержня. Радиобашни могут иметь резонансные колебания при естественном ветре. Скачкообразное движение проводов линий электропередач также связано с отрывом вихрей. Причиной разрушения моста через Такома Нарроуз (Tacoma Narrows) также явился резонанс, вызванный периодическими вихрями. Проектировщик хотел построить недорогую конструкцию и вместо ферм в качестве боковых стенок использовал плоские пластины. К сожалению, они вызвали отрыв вихрей, и мост начал испытывать

крутильные колебания, которые достигали амплитуды 40° прежде чем он разрушился. Этот эффект явился результатом сочетания флаттера и резонанса с отрывом вихрей. Я всегда готов к тому, что на меня возложат ответственность за какую-нибудь беду, которую причинили вихри Кармана.

Мне хотелось бы кратко описать задачу уменьшения сопротивления следа. Как я уже объяснял в начале этой главы, сопротивление следа вызвано тем фактом, что линии тока не придерживаются всей поверхности тела, а отрываются от нее в некоторой точке. Например, в круговом цилиндре линии тока отрываются от поверхности где-то в середине пути между передней и задней частью цилиндра, таким образом оставляя по потоку вихревую область значительной протяженности. Такой отрыв может быть если не полностью исключен, то, по крайней мере, отсрочен, если мы аккуратно придадим форму контуру тела, особенно сзади, так что линии тока могут придерживаться поверхности насколько возможно дольше. Корпус дирижабля — хороший пример такого рода тела, которое обычно называют *хорошо обтекаемым телом*. Еще один пример — тонкий профиль крыла, показанный на рис. 53 (стр. 130).

Для такого обтекаемого тела парадокс Даламбера почти верен; поскольку давления, действующие на переднюю и заднюю части тела почти уравновешены. Все же тело испытывает сопротивление, потому что существуют силы трения, действующие на поверхность, а также потому, что силы давления не могут быть полностью уравновешены. Однако сопротивление обычно не слишком велико. Например, сопротивление модели дирижабля с точно сформированным контуром может быть уменьшено до значения менее одной пятнадцатой сопротивления диска того же диаметра, расположенного перпендикулярно к потоку. Распределение давления, действующего на такое тело, за исключением площади около задней и передней части, может быть рассчитано с помощью теории невязких жидкостей с достаточной точностью. Для этой цели рядом исследователей использовался так называемый метод источников и стоков, впервые предложенный У. Дж. Маркуорном Ранкиным (1820–1872). Один практический метод решения, фактически примененный в конструкции дирижаблей «Цепелин», я впервые предложил в статье, опубликованной в 1927 году [10].

Принцип «придания обтекаемой формы» стал широко применяться в конструкции самолета для уменьшения лобового сопротивления,

например, убирающиеся шасси, прикрепление обтекателей к соединению между крылом и фюзеляжем, придание обтекаемой формы кабине пилотов и ветровому стеклу, и тому подобное. Таким образом, сопротивление следа современного сверхскоростного самолета с удобообтекаемыми линиями уменьшилось до очень малой величины. Что остается сделать — так это уменьшить остаточную часть сопротивления, т.е. поверхностное трение. Эту проблему мы обсудим к концу этой главы.

Число Рейнольдса

Если мы продолжим исследование явления сопротивления, то увидим, что случай, когда сопротивление создается испусканием вихрей, является достаточно частным. Например, если мы измерим сопротивление кругового цилиндра, двигающегося с различными скоростями, то обнаружим три различных режима скорости. Если скорость достаточно мала, то сопротивление пропорционально скорости. При этом режиме нельзя наблюдать периодические вихри. Если скорость увеличивается, то коэффициент лобового сопротивления становится почти независимым от скорости и можно наблюдать обычную картину периодических вихрей. Если скорость возрастает далее, то периодический отрыв вихрей все же продолжает сохраняться, но прекрасной обычной картины вихрей больше не существует. Затем, более или менее неожиданно, коэффициент падает до существенно меньшей величины.

Теперь возникает вопрос: что определяет эти любопытные изменения в величине одного и того же коэффициента? Этот вопрос относится к фундаментальной проблеме, изучением которой впервые занялся в 1883 году Осборн Рейнольдс (1842–1912), профессор Манчестерского университета [11]. Задача заключается в следующем: какой закон подобия преобладает в механике жидкостей?

Однако прежде чем обсуждать эту задачу, мне следует объяснить некоторые вещи относительно природы жидкостного трения. Жидкостное трение не похоже на трение твердых тел, такое как трение между книгой и столом, если всю книгу заставить скользить по поверхности стола. Действие трения между движущейся жидкостью и твердой поверхностью лучше всего проиллюстрировать следующим примером. Предположим, что книга, содержащая много страниц, лежит на письменном столе, и верхнюю обложку медленно подвигают параллельно поверхности стола. Страницы соскальзывают одна на дру-

жую, но нижняя обложка липнет к поверхности стола. Подобным образом частицы жидкости липнут к поверхности тела, так что между жидкостью и твердой поверхностью нет скольжения. Однако около поверхности скорость жидкости возрастает с расстоянием от поверхности, т.е. она имеет определенный градиент. Градиент скорости течения создает трение между последовательными слоями жидкости, которое мы называем вязким трением. Прилипание жидкости к поверхности, вероятно, объясняется молекулярной или атомной структурой твердого тела и жидкости. Оба состоят из частиц, атомов или молекул. Движение молекул в воздушном течении состоит в поступательном движении в направлении потока, на которое накладывается беспорядочное движение. Атомы твердого тела занимают постоянное среднее положение с безвоздушными пространствами между ними. В целом, в соответствии с физической теорией, в мире существует намного больше безвоздушного пространства, чем пространства, занятого материей. Если молекулы попадают в безвоздушные пространства твердого тела, то они теряют свою поступательную скорость при столкновении с молекулами твердого тела; и если они отскакивают, то возвращаются с беспорядочной скоростью, не отдавая предпочтения какому-либо направлению течения. Следовательно, средняя скорость воздушного потока прямо на поверхности нулевая или равна скорости твердого тела, если твердое тело движется.

На довольно больших высотах, где плотность воздуха очень мала и где молекулы воздуха находятся на большом расстоянии друг от друга, воздух может скользить по поверхности твердого тела, как одно твердое тело скользит по поверхности другого. (Раздел аэродинамики, занимающийся такими явлениями, называется *супераэродинамикой* или аэродинамикой разреженных газов¹, но в данное время мы забудем об этом и не будем учитывать течение такого разреженного воздуха.) Поэтому предположим, что скорость воздуха совпадает со скоростью твердого тела на поверхности и что трение, действующее как на поверхности, так и во внутренней области течения является вязким трением, определяемым градиентом скорости течения.

Закон, определяющий вязкое трение, первоначально предложил Ньютон [12], а позднее его обобщили в виде системы математических уравнений Клод Луи М. А. Навье (1785–1836) [13] и сэр Джордж

¹Сейчас это отдельный раздел газодинамики. — *Прим. ред.*

Г. Стокс (1819–1903) [14]. Предполагается, что касательная сила, действующая на единицу площади между двумя граничащими слоями жидкости, пропорциональна градиенту скорости течения. Постоянная пропорциональности называется коэффициентом внутреннего трения или вязкостью, и это одна из характерных физических постоянных жидкости. Она велика для «липких» жидкостей типа смазочного масла и мала для «водянистых» жидкостей типа самой воды или воздуха.

Теперь рассмотрим явления течения, где геометрические формы границ или погруженных тел подобны. Например, рассмотрим две картины течения, в каждой из которых сфера движется с равномерной скоростью в бесконечно простирающейся жидкости в состоянии покоя. Диаметр сферы, скорость движения, а также плотность и вязкость жидкости могут быть различными. Мы хотим найти условие, при котором картина течения останется подобной. Другими словами, мы хотим найти закон механического подобия для геометрически подобных ситуаций.

Во-первых, должны быть перечислены все силы, действующие на элемент жидкости. Это силы тяжести, трения, сила инерции, и давление. Забудем на время о силе тяжести, поскольку сила тяжести обычно не оказывает заметного влияния на аэродинамические явления, носящие локальный характер, хотя она важна в крупномасштабных явлениях типа рассматриваемых в метеорологии. В несжимаемой жидкости давление — это вид пассивного противодействия, величина которого как раз достаточна, чтобы уравновесить другие силы, действующие на элемент жидкости. Следовательно, нам достаточно рассмотреть трение и силы инерции. Если соотношение между этими силами не изменится, то картина течения останется подобной.

Сила инерции, действующая на элемент жидкости, равняется скорости изменения количества движения в единицу времени. Масштаб длины всей картины можно охарактеризовать произвольно выбранной длиной L , например диаметром сферы. Если U является характерной скоростью, такой как скорость движения, то масштаб времени явления задается L/U . Наконец, пусть ρ является плотностью, а μ коэффициентом вязкости жидкости. Тогда массы двух подобных элементов жидкости в обеих картинах течения будут соотноситься как ρL^3 , относительные значения количества движения — как $\rho L^3 U$ и скорости изменения количества движения — как $\rho L^3 U \cdot U/L$ или $\rho L^2 U^2$. Мы могли бы начать с этого выражения, доказывая, что сила инерции должна быть

пропорциональна динамическому давлению $\frac{1}{2}\rho U^2$ и что поэтому сила, действующая на подобные элементы, пропорциональна $\frac{1}{2}\rho U^2 \cdot L^2$.

Сила трения, действующая на единицу площади, пропорциональна $\mu U/L$, потому что она равняется градиенту скорости сквозь течение, умноженному на коэффициент внутреннего трения μ . Тогда равнодействующая сил трения на струйный элемент пропорциональна $(\mu U/L) \cdot L^2$ или μUL . Следовательно, соотношение между инерцией и силами трения пропорционально

$$\frac{\rho U^2 L^2}{\mu UL} = \frac{\rho UL}{\mu} \quad \text{или} \quad \frac{UL}{\nu},$$

где $\nu = \mu/\rho$ называется коэффициентом кинематической вязкости. Если мы сравним напряжения, т. е. силы, действующие на единицу площади элемента жидкости, то обнаружим, что для достижения механического подобия нормальное напряжение или давление, пропорциональное ρU^2 , должно быть в постоянном соотношении к касательному напряжению или напряжению трения, пропорциональному $\mu U/L$.

В заключение можно сказать, что если соотношение UL/ν имеет одинаковое численное значение для обоих течений, то можно ожидать, что картины течения останутся подобными. Другими словами, если диаметр сферы первой системы в два раза больше диаметра сферы во второй системе, то мы должны заставить скорость сферы первой системы равняться половине скорости во второй системе для того, чтобы получить подобные картины течения, при условии, что движение происходит в жидкости с одинаковой кинематической вязкостью. Если кинематическая вязкость одной системы составляет одну десятую вязкости второй, то произведение линейного размера и скорости первой системы также должно быть в десять раз меньше для того, чтобы картины течения обеих систем оставались подобными. Выражение UL/ν является безразмерной величиной и называется *числом Рейнольдса*.

Одним показательным примером закона подобия, приведенного в предыдущем параграфе, является метод увеличения числа Рейнольдса во время экспериментов в аэродинамической трубе. Вообще размеры модели для аэродинамической трубы уменьшаются в определенном масштабе относительно прототипа. Тем не менее можно достичь механического подобия, используя жидкость с низкой кинематической вязкостью; эту идею независимо друг от друга предложили Маргулис [15]

и Мунк [16]. В частности, Мунк рассмотрел допустимость аэродинамической трубы, использующую в качестве рабочей жидкости сжатый воздух, и в соответствии с этой идеей в НАСА была построена *аэродинамическая труба переменной плотности*. Поскольку плотность или давление оказывают лишь незначительное влияние на коэффициент вязкости газа μ , то эффект от увеличения давления должен уменьшить кинематическую вязкость.

В соответствии с кинетической теорией газов, коэффициент внутреннего трения μ пропорционален $\rho c \lambda$, где c есть средняя молекулярная скорость теплового возмущения, а λ средняя длина свободного пробега молекулы. Таким образом, опуская несущественный числовой коэффициент, число Рейнольдса можно также выразить через:

$$\frac{U}{c} \times \frac{L}{\lambda},$$

то есть произведение отношения скорости тела к молекулярной скорости и отношения линейного размера тела к средней длине свободного пробега. Как мы докажем в следующей главе, молекулярная скорость является величиной того же порядка, что и скорость звука; средняя длина свободного пробега для воздуха в нормальных условиях очень мала, порядка двух миллионных дюйма в длину. Следовательно, что касается обычного течения низкой скорости, то U/c мала, а L/λ велика, и в законе подобия в виде числа Рейнольдса появляется только их произведение. Однако если скорость близка к скорости звука, то отношение U/c больше не является малой величиной и появляется отдельно в качестве второго параметра подобия. Этот параметр называется *числом Маха*, и мы встретим его в следующей главе в качестве определяющего параметра.

При определенных условиях соотношение L/λ становится вторым независимым определяющим параметром, а именно, если средняя длина свободного пробега сравнима с размерами тела. Это происходит, например, в уже упоминавшемся случае тела, движущегося в очень разреженном воздухе, например на большой высоте. В этом случае мы оказываемся в области, где больше не применяется механика сплошных жидкостей, а следует учитывать столкновения между молекулами.

Исключим случаи, когда скорость соизмерима со скоростью звука, а средняя длина свободного пробега соизмерима с размерами тела. Тогда число Рейнольдса — единственный определяющий параметр, и если

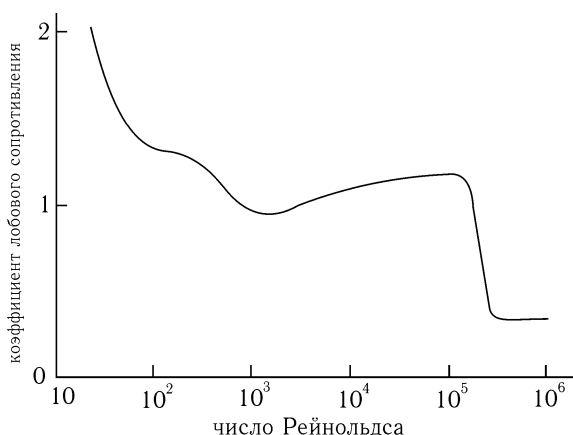


Рис. 33. Коэффициент лобового сопротивления кругового цилиндра как функция числа Рейнольдса.

число Рейнольдса имеет одно и то же значение, то течение подобно, и поэтому все безразмерные коэффициенты должны иметь одно и то же значение. Другими словами, безразмерные параметры вообще следует рассматривать как функции числа Рейнольдса. Я был не совсем прав, когда сказал, что коэффициент лобового сопротивления кругового цилиндра зависит только от скорости. Это верно, если диаметр цилиндра и кинематическая вязкость жидкости остаются неизменными. Фактически, коэффициент лобового сопротивления кругового цилиндра зависит от числа Рейнольдса, как показано на рис. 33.

Интересный факт, что ни сам Рейнольдс, ни кто-либо другой из английских ученых, его последователей, не дал конкретного названия безразмерному параметру UL/ν ; в честь Рейнольдса этот параметр назвал в 1908 году Арнольд Зоммерфельд (1868–1952). Число Рейнольдса сейчас повсеместно используется в гидродинамике, аэродинамике, гидравлике и других науках, которые вынуждены заниматься течением жидкости. В некоторых случаях оно работает почти как черная магия.

Вспоминаю следующий опыт. В 1911 году известный немецкий специалист по физической химии Эмиль Боze опубликовал статью, содержащую очень точные измерения разности давлений течения в трубопроводе различных органических жидкостей [17]. Он использовал один

и тот же аппарат для всех жидкостей и измерил время, требующееся для протекания через одну и ту же трубу равных объемов различных жидкостей, и соответствующую разность давлений между двумя концами трубы. Сравнив результаты для разных жидкостей, он обнаружил, что, например, хлороформ — жидкость менее вязкая, чем вода при малых скоростях, но ведет себя почти также, как вода при более высоких скоростях; бромформ более вязок, чем ртуть при малых скоростях, но становится «менее вязким», чем ртуть при более высоких скоростях. Очевидно, «менее вязкий» в этом случае означает, что для одинаковой скорости течения требуется меньшая разность давлений. Я предложил использовать число Рейнольдса (представляющее собой среднюю скорость, умноженную на диаметр трубы и разделенную на кинематическую вязкость) в качестве параметра и установил, что формулы, предложенные Бозе для представления своих экспериментальных результатов с девятью жидкостями, можно было бы объединить в одну единственную формулу [18].

На рис. 34 в логарифмической шкале представлен измеренный перепад давления P в зависимости от времени T , требуемого для оттока одинакового объема Q четырех выбранных жидкостей ($Q = 8,81$ кубических сантиметров). На рис. 35 построен график безразмерной величины PT/μ как функции другой безразмерной величины $\rho Q^{2/3}/\mu T$, которая для геометрически подобного аппарата пропорциональна числу Рейнольдса. Видно, что все данные, показанные на четырех кривых рис. 34, лежат на единой кривой. Это доказывает не столько верность закона подобия, в экспериментальном подтверждении которого нет необходимости, сколько точность измерений Бозе.

Извиняясь перед специалистами по гидравлике, которые могут прочесть эту книгу, должен сознаться, что я некогда называл гидравлику «наукой переменных постоянных». Истина заключается в том, что большинство постоянных величин, встречавшихся в старых книгах по гидравлике, являются просто функциями числа Рейнольдса. После принятия понятия числа Рейнольдса специалистами по гидравлике и инженерами-химиками, весьма прояснился весь предмет течений в трубопроводах и каналах. Однако прошло много времени, прежде чем вся значимость идей Рейнольдса проникла в умы физиков, химиков и инженеров. В американской литературе по гидравлике в двадцатых годах эквивалент числа Рейнольдса появляется как «коэффициент турбулентности».

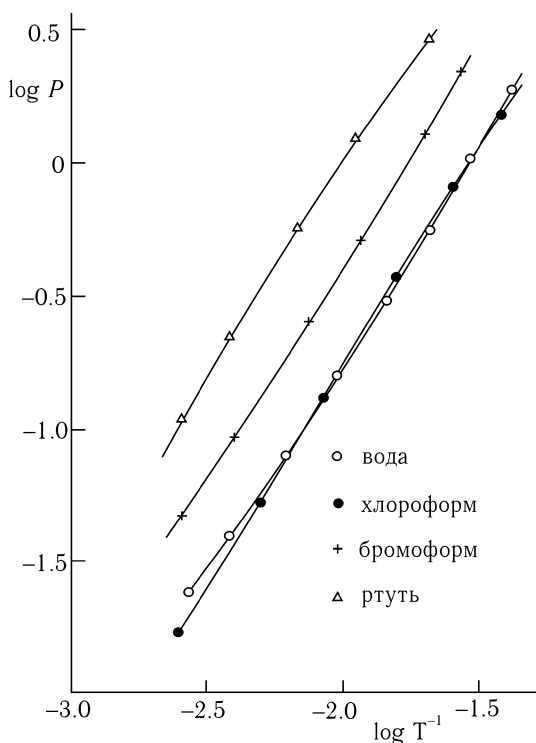


Рис. 34. Экспериментальные результаты Бозе по перепаду давления течения в трубопроводе. Построен график логарифма перепада давления P в килограммах на квадратный сантиметр в зависимости от логарифма $1/T$, где T — время в секундах, требуемое для оттока одинакового объема (8,81 кубических сантиметров) жидкости. (Из статьи E. Bose, D. Rauert, and M. Bose в *Physikalische Zeitschrift*, **10** [1909], 406–409, и **12** [1911], 126–135.)

Я сказал, что число Рейнольдса работает как черная магия, потому что в инженерном деле иногда можно использовать правило подобия и другие общие методы для сокращения параметров, не слишком разбираясь в самих явлениях.

Это напоминает мне, как великий инженер Чарльз Ф. («Босс») Кеттеринг, тогда директор исследовательского отдела Джeneral Моторс, однажды сказал мне во время обеда с ним и покойным Робертом

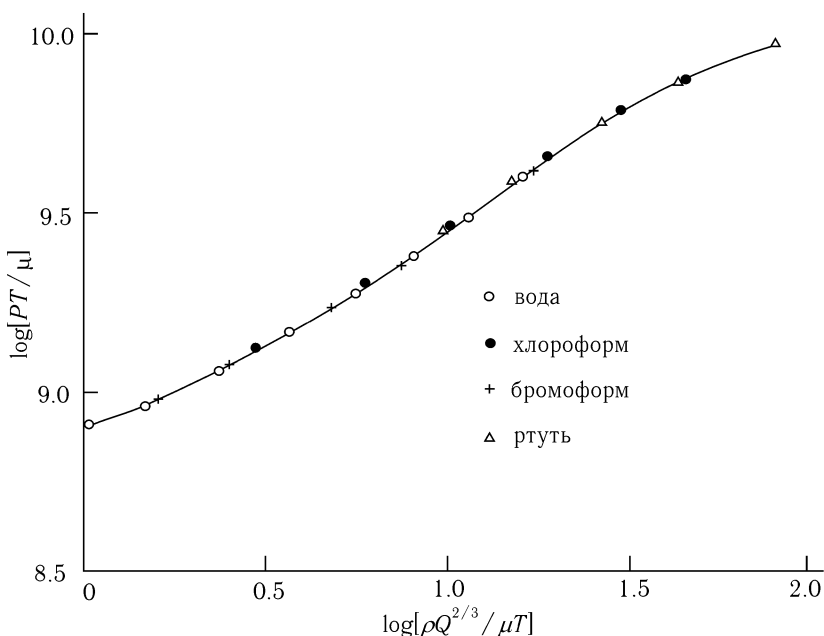


Рис. 35. Безразмерное представление экспериментальных результатов Бозе с графика рис. 34. Обозначения те же, что и на рис. 34; ρ и μ — соответственно плотность и вязкость жидкостей. (Из статьи Т. фон Кармана в *Physikalische Zeitschrift*, **12** [1911], 283–284.)

Э. Милликенom: «Должен признаться, что термодинамика всегда была для меня черной магией!»

Это интересное наблюдение великого инженера-практика, который, несомненно, должен был применять в своей работе закон энтропии и другие правила термодинамики!

Ламинарное и турбулентное течение

На рис. 33 можно увидеть одну любопытную особенность: неожиданное уменьшение коэффициента лобового сопротивления кругового цилиндра в окрестности числа Рейнольдса 2×10^5 . Это явление неожиданного изменения значения сопротивления свойственно не только кру-

говым цилиндрам, но касается также сфер и других тел; оно характерно для многих других явлений в механике жидкостей. Физическая причина такого неожиданного изменения заключается в существовании двух принципиально различных типов течения, которые мы называем *ламинарным* и *турбулентным* течениями.

В 1889 году Рейнольдс провел ряд экспериментов по течению в трубах. Один из его экспериментов показан в виде диаграммы на рис. 36. Длинная стеклянная трубка соединена с резервуаром, и при добавлении красящего вещества на входе в трубку можно было наблюдать течение через трубку. На малых скоростях красящее вещество образует тонкую прямую нить, параллельную оси трубы и показывающую, что по характеру течение является установившимся и спокойным. Этот тип течения мы называем ламинарным течением. Если скорость увеличивается постепенно, то на определенной скорости наблюдается неожиданное изменение в характере течения: нить становится крайне возбужденной и красящее вещество быстро растекается по всей трубе. Течение изменяется от ламинарного типа к колебательному или, скорее, носит хаотический характер, который мы называем турбулентным течением. Турбулентное течение намного больше распространено в природе и инженерных приборах по сравнению с ламинарным. Например, течение воды в реках и движение воздуха в атмосфере практически всегда турбулентно. Движения жидкостей, с которыми сталкивается инженер, в большинстве случаев турбулентные.

Разумеется, Рейнольдс не был первым, наблюдавшим и анализирующим явление турбулентного течения. Действительно, немецкий инженер Готхилф Генрих Людвиг Гаген (1797–1884) [19] уже в 1854 году признал переход от ламинарного к турбулентному течению. Однако Рейнольдс провел систематическую серию экспериментов и доказал, что переход от ламинарного к турбулентному течению происходит, если параметр, который мы называем числом Рейнольдса, превышает определенное критическое значение. В этом случае число Рейнольдса можно определить, приняв диаметр трубы и среднюю скорость через поперечное сечение трубы соответственно как характерную длину и скорость.

Итак, характерная особенность турбулентного течения состоит в том, что оно совершенно беспорядочно. Однако подлинно упорядоченное движение — исключение в природе. Даже ламинарное течение представляется упорядоченным только наблюдателю, который смотрит

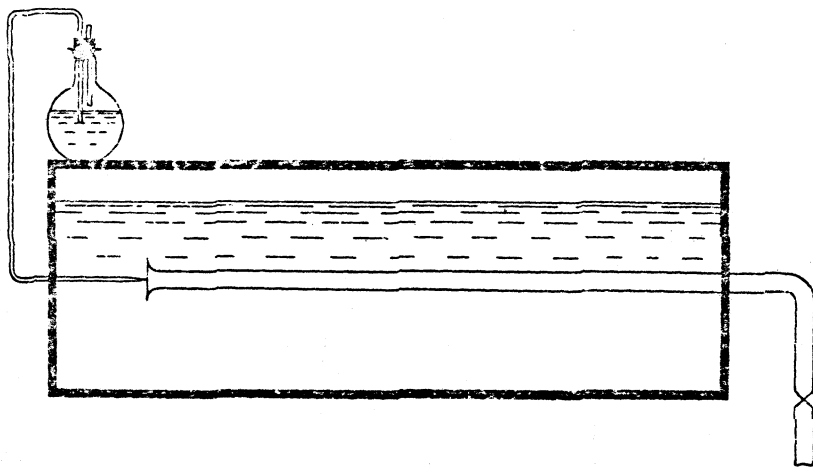


Рис. 36. Схематическое изображение эксперимента Рейнольдса.

на молекулярное движение на таком большом расстоянии, что может видеть только среднее движение. Подобным образом скорость, которую инженер-практик измеряет в турбулентном течении реки, фактически является средним значением составляющей скорости, потому что его измерительный прибор недостаточно точен, чтобы следить за беспорядочным движением. Если бы у него были более точные измерительные приборы, то он мог бы наблюдать мгновенные значения скорости. Присутствие беспорядочного движения коренным образом меняет картину течения, особенно потери энергии. Но беспорядочное движение такое сложное, что обычно невозможно уследить за всеми отдельными элементами течения. Более того, в практических целях для нас больший интерес представляют главным образом именно средние величины. Реальный механизм турбулентного движения следует рассматривать с помощью статистических методов.

Движение жидкости можно проанализировать с двух различных точек зрения: так называемый *метод Эйлера* рассматривает давление и скорость в неподвижной точке, а метод *Лагранжа* описывает судьбу отдельной частицы.

С точки зрения метода Эйлера, турбулентное течение описывается колебаниями скорости и давления в заданной точке. На рис. 37 показана

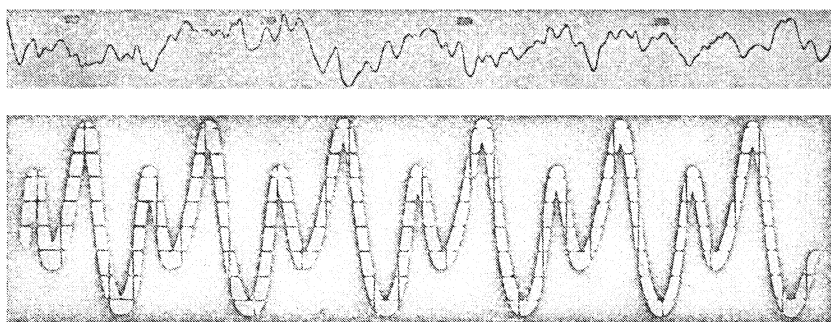


Рис. 37. Осциллографическая регистрация колебаний скорости в турбулентном течении (*вверху*) и переменная вихревая дорожка (*внизу*). (С любезного разрешения Гугенхеймовской лаборатории по аэронавтике, Калифорнийский технологический институт.)

на осциллографическая регистрация скорости как функции времени. Записи сделаны с помощью *проволочного* термоанометра, в котором платиновая проволока очень малого диаметра омывается течением в неподвижной точке и нагревается электрически. Если скорость течения изменяется, то изменяется температура проволоки и, следовательно, ее электрическое сопротивление; это изменение можно зарегистрировать соответствующими приборами. Термоанометрические методы получили развитие благодаря некоторым экспериментаторам в области аэродинамики; недавно Хью Л. Драйден и его сотрудники в Национальном бюро стандартов внесли значительный вклад в эту методику [20]. Верхняя запись на рис. 37 представляет типичный случай турбулентного потока. Нижняя запись получена посредством помещения проволоки в переменную вихревую дорожку, подобную описанной в предыдущем разделе этой главы. Мы ясно наблюдаем очень беспорядочный характер турбулентной флуктуации, которая включает все возможные частоты, хотя в вихревой дорожке преобладает одна определенная частота. Разницу между течением, возникшим благодаря отрыву вихрей, и турбулентным движением можно проиллюстрировать на примере колонны солдат, марширующих в ногу, и толпы людей, двигающихся случайным образом.

Если мы посмотрим на турбулентное течение с точки зрения Лагранжа, например добавив небольшие частицы, которые будут дви-

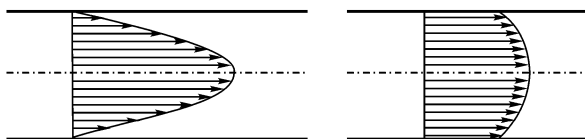


Рис. 38. Распределения скорости в трубке, ламинарное (слева) и турбулентное (справа).

гаться вместе с жидкостью, сделав таким образом течение видимым, то мы наблюдаем непрерывное смещение частиц вместо колебания в неподвижной точке. В описанном выше эксперименте Рейнольдса мы предполагаем, что окрашенные частицы переносятся струями жидкости. Это происходит потому, что красящее вещество распространяется по всей трубке, когда тип течения меняется с ламинарного на турбулентный. Турбулентное смещение частиц жидкости меняет также распределение скоростей в трубке таким образом, что разность скоростей в центральной части трубки уменьшается, и таким образом распределение ближе к равномерному, если течение турбулентное, а не ламинарное.

На рис. 38 показано распределение скоростей для обоих типов течения, полученное измерением и начерченное для одинакового количества жидкости, протекающего за секунду. Поскольку скорость близко к центру более равномерна, то градиент скорости на стенках должен быть значительно больше, если течение турбулентно. Следовательно, потеря на трение в турбулентном течении намного больше, чем в ламинарном течении, переносящем одно и то же количество жидкости.

Турбулентность не ограничивается течением в трубах, а также встречается, например, в течении, граничащем с поверхностью тела, двигающегося в жидкости, так называемом *пограничном слое*. Течение в этом слое может быть ламинарным при малых значениях числа Рейнольдса, и может стать турбулентным, если число Рейнольдса превышает определенное критическое значение. У этого изменения благоприятное последствие, потому что бурное смещение частиц дает возможность турбулентному слою прилипнуть к поверхности лучше, чем это делает ламинарный слой, который содержит меньше кинетической энергии и оставляет поверхность раньше. При малых значениях числа Рейнольдса, особенно в диапазоне, когда коэффициент лобового сопро-

тивления сферы или цилиндра является почти постоянным и имеет большее значение, пограничный слой является ламинарным, и ранний отрыв потока создает широкий след, заполненный вихрями. Затем, при определенном увеличении числа Рейнольдса, течение в пограничном слое становится турбулентным, отрыв задерживается и размер следа уменьшается. Это объясняет относительно внезапное уменьшение коэффициента лобового сопротивления при определенных значениях числа Рейнольдса (рис. 33), указанное выше.

Явление внезапного изменения сопротивления сферы впервые наблюдали довольно забавным способом. Прандтль в Геттингене и Эйфель в Париже измерили сопротивление сферы; Прандтль получил значение коэффициента лобового сопротивления в два раза больше, чем Эйфель.

Они обменялись информацией, и один из молодых инженеров в лаборатории Прандтля сказал: «О, господин Эйфель забыл множитель два. Он рассчитал коэффициент, относящийся к ρU^2 , а не $\frac{1}{2}\rho U^2$ ».

Это замечание каким-то образом стало известно в Париже, и престарелый Эйфель очень рассердился. Затем он измерил сопротивление для более широкого диапазона чисел Рейнольдса, — максимально достижимое число Рейнольдса в его аэродинамической трубе было немного больше, чем у Прандтля, и обнаружил, что внезапное уменьшение коэффициента лобового сопротивления происходит после определенного значения числа Рейнольдса [21]. Таким образом, он открыл зависимость этого явления от числа Рейнольдса.

Но Эйфель не установил физическую причину такого внезапного изменения. И именно Прандтль дал приведенное выше объяснение [22]. Он также добавил интересный эксперимент: тонкое кольцо из проволоки поместил вокруг сферы на небольшом расстоянии перед точкой отрыва ламинарного слоя. Проволока возмущала поток в пограничном слое, так что переход к турбулентности и, следовательно, внезапный перепад сопротивления происходили при меньшем значении числа Рейнольдса. Поэтому, парадоксально, но несмотря на то, что проволочное кольцо было дополнительным препятствием, общее сопротивление уменьшалось благодаря наличию проволоки, потому что она предотвращала ламинарный отрыв.

Поверхностное трение и пограничный слой

Проблема поверхностного трения, действующего на плоские пластины,двигающиеся в жидкости параллельно своей поверхности, представляла первостепенный интерес для кораблестроителей. В 1793–1798 годах Марк Бофой в Англии провел систематические эксперименты по сопротивлению жидкостей вообще и величине поверхностного сопротивления в частности. Результаты его экспериментов опубликовал его сын, Генри Бофой в 1834 году [23]. Через много лет в 1872 году Уильям Фруд обнародовал результаты ряда важных экспериментов по этой теме. Второй отчет Фруда [24], датируемый декабрем 1872 года, является замечательным документом, потому что, по-моему, здесь впервые автор ясно утверждает, что сила трения должна иметь аналог в потере количества движения жидкости, которая прошла вдоль поверхности пластины. Это основополагающая мысль любой современной теории поверхностного трения. Однако теоретический анализ этого явления, основанный на уравнениях движения жидкостей, начал Прандтль в статье, представленной третьему Международному конгрессу математиков, проведенному в 1904 году в Гейдельберге. В своей статье Прандтль доказал [25], что для жидкостей малой вязкости, таких как воздух или вода, вязкость существенно влияет на течение только в тонком слое, граничащем с поверхностью. За пределами этого слоя вязкостью можно пренебречь, и течение можно описать с высокой степенью точности посредством механики невязких жидкостей.

Прандтль назвал тонкий слой вблизи стенки, на который воздействует вязкость, *Grenzschicht*; в английской терминологии используется термин *boundary layer* (пограничный слой). Он доказал, что малая толщина пограничного слоя позволяет существенно упростить уравнения движения вязкой жидкости, так что задача сопротивления трения становится доступной для математического анализа. Таким образом, с 1904 года теория пограничного слоя стала важной частью механики жидкостей. Некоторые немецкие ученые предложили издать в этом 1954 году юбилейную книгу «Пятьдесят лет теории пограничного слоя».

Сначала Прандтль получил решение для плоской пластины, омываемой равномерным параллельным потоком. Он установил, что при предположении о ламинарном характере течения в пограничном слое, толщина слоя увеличивается на квадратный корень расстояния от пе-

редней кромки пластины, а трение, действующее на единицу площади, уменьшается обратно пропорционально квадратному корню того же расстояния. Суммируя силу трения над плоской пластиной, мы можем получить общее поверхностное трение.

В равномерном внешнем течении подобие распределений скоростей через все сечения пограничного слоя позволяет свести задачу к решению обыкновенного дифференциального уравнения, т. е. дифференциального уравнения с одной переменной. Если течение вне пограничного слоя неравномерное, как в случае профиля крыла, то задача вообще требует решения дифференциального уравнения в частных производных — дифференциального уравнения с двумя или тремя переменными.

За последние пятьдесят лет решению уравнений пограничного слоя, а также сравнению теории и экспериментов, было посвящено значительное число научных публикаций. В одной из своих статей в 1921 году я предложил упрощенный метод [26]; я использовал интегральное соотношение, описывающее преобразование пограничного слоя в целом, вместо того, чтобы попытаться решить дифференциальное уравнение в частных производных. Этот метод широко применялся многими авторами. Его полезность впервые доказал Карл Польхаузен [27].

Теория пограничного слоя также дает возможность рассчитать точку, где течение отрывается от поверхности, поскольку, как подчеркивал Прандтль, отрыв потока происходит в основном потому, что вязкость рассеивает кинетическую энергию внутри слоя. Как я уже говорил, сопротивление следа вызвано отрывом потока. Поэтому важно спрогнозировать условия, при которых происходит отрыв. До введения в механику жидкостей теории пограничного слоя, отрыв можно было предсказать только, если поток проходил над острой кромкой. Теория пограничного слоя открывает возможность прогнозирования отрыва потока для поверхности без острых кромок, по крайней мере, в случаях, когда известно внешнее течение, а течение в пограничном слое ламинарное.

Однако на практике из-за перехода от ламинарного течения к турбулентному возникают сложности. Как мы уже видели ранее, течение в пограничном слое может быть ламинарным или турбулентным, также как в трубах или других примерах. Как мы отметили, переход от ламинарного к турбулентному течению вызывает уменьшение коэффициента лобового сопротивления у затупленных тел типа сфер и круговых

цилиндров. Подобным же образом течение в пограничном слое профилей крыла (называемых аэродинамическими профилями или, кратко, профилями) также может меняться от ламинарного к турбулентному. Мы знаем, что турбулентный пограничный слой может лучше противостоять стремлению к отрыву по сравнению с ламинарным пограничным слоем; он лучше липнет к поверхности. Мы также знаем, что потеря скорости крыла, т. е. достижение максимальной подъемной силы при заданной скорости полета, вызвана отрывом потока. Следовательно, переход от ламинарного к турбулентному течению может быть полезен тем, что позволяет аэродинамической поверхности достичь большей подъемной силы, так же как он оказался полезным при уменьшении сопротивления следа затупленных тел. Это явление было рассмотрено в статье, которую я совместно с Кларком Б. Миллиkenом опубликовал в 1935 году [28]. На рис. 39, взятом из этой статьи, показана «игра» между точками перехода и отрыва. Однако, что касается поверхностного трения, то турбулентность в пограничном слое всегда работает против конструктора, поскольку увеличивает величину трения.

Здесь мы касаемся задачи, одной из самых важных и самых трудных в современной механике жидкостей, задачи турбулентного течения и турбулентного пограничного слоя в частности. Истинная теория механизма турбулентности является очень сложной задачей статистической механики. Что касается статистической механики вообще, то мы рассматриваем беспорядочное или хаотическое движение. И следить за судьбами отдельных частиц практически невозможно, но можно получить результаты, относящиеся к статистическим средним величинам.

Многие ученые работают над статистическими теориями турбулентности. Получены интересные результаты, касающиеся простого типа турбулентности, которая является равномерной и изотропной в пространстве (т. е. статистические средние величины независимы от положения и ориентации в пространстве). К сожалению, этот тип турбулентности не может передавать силы от одного слоя жидкости к другому; поэтому статистическую теорию пока нельзя применить к турбулентному трению. Тем не менее достижения статистической теории в высшей степени многообещающие, несмотря на трудности как с математической, так и физической точек зрения.

После того как сэр Джеффри И. Тейлор из Кембриджского университета ввел основное понятие изотропной турбулентности в 1935 го-

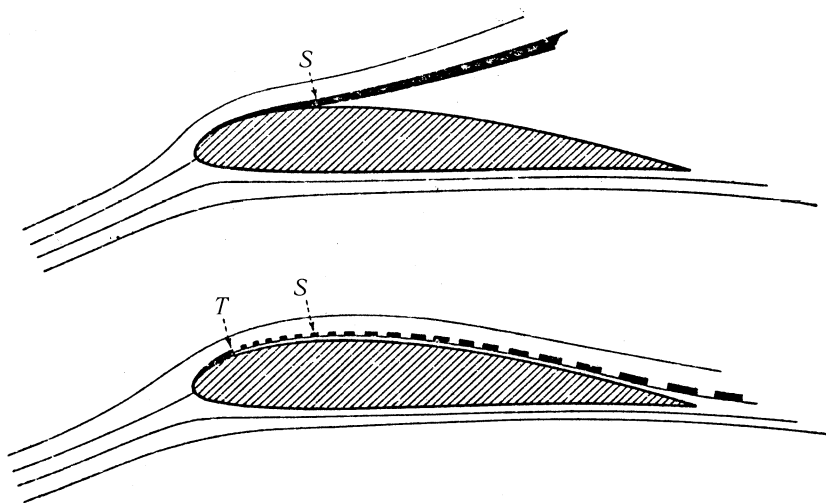


Рис. 39. Альтернативные течения вокруг аэродинамического профиля. Если число Рейнольдса — малая величина, то точка перехода находится по потоку точки отрыва S (вверху) и происходит преждевременный отрыв. Увеличение числа Рейнольдса обуславливает расположение точки перехода T против потока (внизу); пограничный слой при ламинарной точке отрыва S уже турбулентный и поэтому слипается с аэродинамической поверхностью. (Из статьи Т. фон Кармана и К. Б. Милликена в *Journal of Applied Mechanics*, 2 [1935], A-22, с разрешения Американского общества инженеров-механиков.)

ду [29] и положил начало его изучению, мы с Лесли Хауартом сделали несколько важных успехов [30]. Позже русский математик Андрей Николаевич Колмогоров [31] и немецкий физик Вернер Гейзенберг [32] независимо друг от друга выдвинули важные новые идеи. Я был в Москве в 1945 году и обсуждал проблемы турбулентности с Колмогоровым. Он рассказал мне о достижениях, сделанных им в статистической механике турбулентности; он опубликовал в 1941 году статью по этой теме, но она до последнего времени не была известна в Западной Европе.

В том же году я поехал в Лондон и повторил рассказ Колмогорова своему другу сэру Джеффри, который сказал: «Это то же самое, что пытался объяснить мне Гейзенберг три месяца назад здесь в Кембридже!»

И позже мы установили — особенно после того, как Джордж К. Бэтчелор внимательно изучил обе теории [33], — что доказательства и результаты Колмогорова почти полностью совпадают с аргументацией и выводами Гейзенберга. Один человек выдвинул идею в России, а другой в Германии, и оба в то время, когда их страны были вовлечены в войну не на жизнь, а на смерть. Позже Гейзенберг дал более широкую формулировку своей теории, но вся теория все еще пребывает в состоянии постоянного изменения. Среди других ученых, работающих над этой задачей, Чиа-Чиао Лин в Кембридже, Массачусетс, и Субраманиан Чандрасекхар в Чикаго.

Однако важно отметить, что до построения строгой статистической теории для вычисления турбулентного трения были найдены полезные полуэмпирические решения. Разумеется, эти полуэмпирические теории также основаны на статистических понятиях. Прандтль [34] пытался перенести понятие средней длины свободного пробега, используемого в кинетической теории газов, в теорию турбулентности. В кинетической теории газов среднюю длину свободного пробега можно считать, потому что частицы являются молекулами, тогда как частицы жидкости, перемешивающиеся в турбулентном потоке, имеют отчасти двойственную природу. Однако Прандтль успешно ввел определенный путь конвекции или *длину смещения* в упрощенную картину турбулентного смещения; в принципе он оставил величину длины смещения для экспериментального определения.

Я рассмотрел задачу с несколько более общей точки зрения и ввел предположение, что структура потоков турбулентного течения в окрестностях любых двух точек в течении подобна и различается только по их длине и масштабам времени [35]. Тогда появилась возможность установить зависимость длины смещения с распределением скоростей, решив дифференциальное уравнение в частных производных. Распределение скоростей, вычисленное этим способом, вполне соответствует измерениям и обычно называется логарифмическим распределением скоростей, потому что скорость выражена логарифмической функцией расстояния от поверхности. Ту же формулу получил независимо Прандтль [36], когда предположил, что длина смещения пропорциональна расстоянию от поверхности.

Все же оставалась проблема установления связи между полностью развитой турбулентной зоной и так называемым *ламинарным подслоем*, который всегда существует рядом с твердой поверхностью, где по-

верхность препятствует любым турбулентным колебаниям. До открытия логарифмического распределения скорости пытались применить несколько эмпирических законов распределения, но их всегда вынуждены были изменять, если область экспериментальных фактов расширялась.

Формулировка логарифмического закона явилась конечным результатом долгих усилий по установлению взаимосвязи между теоретическими идеями и экспериментальными фактами. Школа Прандтля и моя собственная работали в духе совместного соперничества. Для течения между двумя стенками было впервые найдено логарифмическое распределение скорости. Но его легко можно было применить к вычислению поверхностного трения плоской пластины, которая покрыта турбулентным пограничным слоем. На рис. 40 показан график безразмерного коэффициента поверхностного трения как функции числа Рейнольдса, которое относится к длине плоской пластины и почти невозмущенной скорости вне пограничного слоя. График включает, кроме теоретически предсказанных значений, ряд кривых, полученных экспериментально в течение последних нескольких десятилетий. Соответствие между теорией и экспериментом отличное, хотя следует отметить, что одна универсальная постоянная, которая оставалась открытой в теории, была скорректирована. На этом же рисунке показано и ламинарное трение, т. е. коэффициент трения плоской пластины, покрытой ламинарным пограничным слоем. В области его достоверности, кривая, рассчитанная при помощи теории ламинарного пограничного слоя Прандтля, полностью совпадает с экспериментом. К. Б. Милликен и Н. Б. Мур, соответственно, распространили ламинарную и турбулентную теории на тонкие тела вращения и рассчитали поверхностное трение для некоторых моделей дирижаблей [37].

На рис. 40 показаны некоторые экспериментальные кривые, которые не соответствуют ни ламинарной, ни турбулентной кривой. Они относятся к случаям, где пограничный слой начинается в ламинарном состоянии и становится турбулентным после определенной точки. У нас нет достаточных знаний о механизме перехода от ламинарного к турбулентному течению, чтобы теоретически рассчитать, как происходит переход. Единственное, что мы можем с определенной уверенностью предсказать, — условие, при котором возмущение в ламинарном пограничном слое может со временем возрасти. Небольшие возмущения

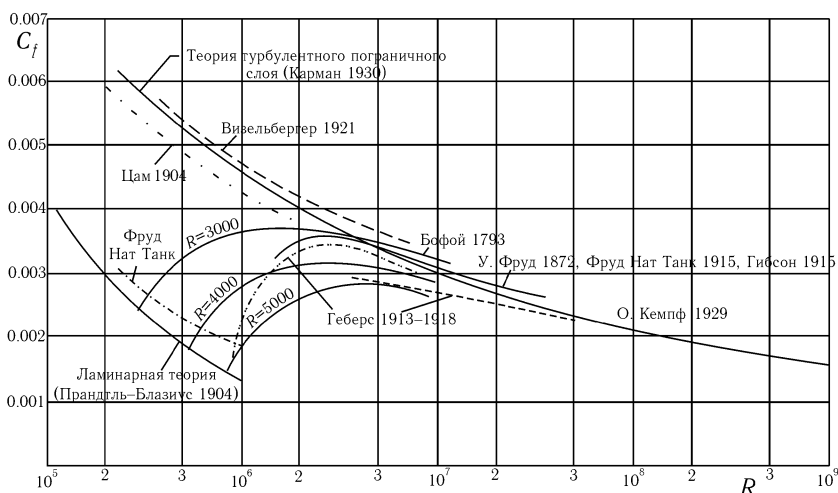


Рис. 40. Коэффициент поверхностного трения C_f плоской пластины как функция числа Рейнольдса R . (Из статьи Т. фон Кармана в *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1 [1943], 13, с разрешения Научного института по аэронавтике (Institute of the Aeronautical Sciences).)

также могут со временем затухать или возрастать; если они возрастают, то мы говорим, что ламинарный пограничный слой неустойчив.

Теория неустойчивости ламинарного слоя, цель которой спрогнозировать значение числа Рейнольдса, при котором возмущения больше не затухают, является математической задачей, заинтриговавшей ряд выдающихся математиков. Первым подошел к ее решению Зоммерфельд [38]; ее решал Гейзенберг [39], а Толлмиен [40] и Лин [41], наконец, завершили расчеты. На первых порах достоверность теории подвергалась сомнению, потому что не существовало экспериментальных доказательств, подтверждающих теоретические прогнозы. Но позже Драйден, Шубауэр и Скрамстад [42] выяснили, что суть явления скрывала турбулентность, существовавшая при течении в аэродинамической трубе. Эти исследователи успешно создали в аэродинамической трубе воздушный поток с крайне низкой турбулентностью, где они могли доказать, что прогнозы теории устойчивости оказались верными и что появление неустойчивости совпадает с началом перехода от ламинарного течения к турбулентному.

Однако задача постепенного развития перехода намного сложнее, и я полагаю, над ней еще много нужно работать, прежде чем мы полностью поймем ее механизм. Например, почти все теории и эксперименты относятся к гладкой поверхности тела, хотя поверхность реального самолета более или менее неровная или шероховатая. Если на поверхности существует шероховатость, то возмущение, вызванное шероховатостью, может вызвать преждевременный переход к турбулентности. Эту задачу экспериментально изучали Тани и Хама [43] в Японии во время последней войны.

Влияние шероховатости также входит в задачу турбулентного поверхностного трения. По-видимому, шероховатость не оказывает значительного влияния на поверхностное трение, если число Рейнольдса ниже определенного предела. Физическая причина заключается в том, что ниже этого числа Рейнольдса толщина ламинарного подслоя превышает высоту неровностей поверхности, называемых элементами шероховатости, и эти элементы не могут создать дополнительную турбулентность в основном потоке. С увеличением числа Рейнольдса ламинарный подслой становится тоньше и тоньше, так что появляются элементы шероховатости, и они начинают влиять на основное течение. Если высота элементов шероховатости большая по сравнению с толщиной ламинарного подслоя, то очевидно, что поверхностное трение задается общим фронтальным сопротивлением этих элементов. В этом случае каждый протуберанец можно считать малым тупым телом и его индивидуальное сопротивление пропорционально квадрату скорости потока жидкости, которая ударяет его. Это приводит к тому, что коэффициент общего трения зависит только от степени шероховатости и не зависит от числа Рейнольдса пластины.

Как я уже говорил ранее, турбулентность работает против авиационного инженера в том, что касается поверхностного трения. Следовательно, возникает вопрос, существует ли какая-либо возможность «обмана природы» и сохранения пограничного слоя в ламинарном состоянии при значении числа Рейнольдса выше обычного. В период непосредственно до и после последней войны, много внимания уделялось *крыльям с ламинарным обтеканием*. Эти крылья разработаны так, что самое низкое давление на поверхности наблюдается как можно далее назад. Идея подобной конструкции заключается в том, что устойчивость ламинарного пограничного слоя обычно увеличивается, если внешнее течение ускоряется, т. е. в течении с перепадом давления,

тогда как устойчивость уменьшается, если течение направлено против увеличивающегося давления. Сохраняя ламинарный режим таким способом, получают значительное уменьшение поверхностного трения, при условии, что поверхность достаточно гладкая.

Помню, что во время нашего возвращения с Конгресса Вольта по высокоскоростному полету 1935 году, Истман Н. Джейкобс сказал мне, что, по его мнению, больше нельзя ожидать действительно важных успехов от аэродинамической теории. Джейкобс — один из самых творческих специалистов по аэродинамике в этой стране, и в то время он работал в НАСА. Удивительно совпадение, но несколькими годами позже он сам наиболее результативным образом внес вклад в разработку крыльев с ламинарным обтеканием [44]. Об успехе создания таких крыльев впервые объявил покойный Джордж У. Льюис, тогда директор исследовательского отдела НАСА, во время своей лекции в память Уилбера Райта Королевскому обществу по авиации в 1939 году, но подробности конструкции не были сообщены по причинам национальной безопасности [45]. Ту же задачу независимо друг от друга исследовали в Англии и Японии, и довольно любопытно, что принцип конструкции впервые был опубликован в 1940 году в докладе Научно-исследовательского института по авиации Токийского императорского университета (Aeronautical Research Institute, Tokyo Imperial University) [46].

Переход к турбулентности можно также задержать, препятствуя увеличению пограничного слоя сверх определенного предела посредством *управления пограничным слоем*. Ограничение толщины ламинарного пограничного слоя обычно поддерживает устойчивость намного дольше, чем постепенное увеличение слоя естественным путем. Управление пограничным слоем может быть действенным, если удалять воздух из пограничного слоя через пазы или отверстия в поверхности крыла или пористую поверхность крыла. Такие методы широко изучены в лабораторных условиях, а также на нескольких летающих моделях. Существует вероятность, что на основе применения принципов управления пограничным слоем в будущем можно конструировать самолеты с намного меньшим лобовым сопротивлением, чем сейчас. Я не знаю, действительно ли это можно осуществить, но это была бы великая победа аэродинамической теории.

Литература

- [1] L. Prandtl, A. Betz, and C. Weiselberger, *Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen*, I (Munich and Berlin, 1923), 50–53.
- [2] M. M. Munk, *Isoperimetrische Probleme aus der Theorie des Fluges*, Göttingen Dissertation (1918).
- [3] A. Mallock, *On the Resistance of Air*, Proceedings of the Royal Society of London, series A, **79** (1907), 262–265.
- [4] H. Bénard, *Formation de centres de giration à l'arrière d'un obstacle en mouvement*, Comptes rendus de l'Académie de Sciences, Paris, **147** (1908), 839–842, 970–972.
- [5] Th. von Kármán, *Über den Mechanismus des Widerstandes, den ein bewegter Körper in einer Flüssigkeit erfährt*, Göttinger Nachrichten, mathematisch-physikalische Klasse (1911), 509–517; (1912), 547–556.
- [6] K. Hiemenz, *Die Grenzschicht an einem in den gleichförmigen Flüssigkeitsstrom eingetauchten geraden Kreiszylinder*, Göttingen Dissertation (1911); Dingler's Polytechnic Journal, **326** (1911), 321–324.
- [7] Lord Rayleigh, *Aeolian Tones*, Philosophical Magazine, series 6, **29** (1915), 433–444; также Scientific Papers (Cambridge, 1920), VI, 315–325.
- [8] C. A. Gongwer, *A Study of Vanes Singing in Water*, Journal of Applied Mechanics, **19** (1952), 432–438.
- [9] F. Gutsche, *Das «Singen» von Schiffsschrauben*, Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure, **81** (1937), 882–883.
- [10] Th. von Kármán, *Berechnung der Druckverteilung an Luftschiffkörpern*, Abhandlungen aus dem Aerodynamischen Institute an der Technischen Hochschule Aachen, **6** (1927), 1–17.
- [11] O. Reynolds, *An Experimental Investigation of the Circumstances which Determine whether the Motion of Water Shall be Direct or Sinuous and of the Law of Resistance in Parallel Channels*, Philosophical Transactions of the Royal Society of London, series A, **174** (1883), 935–982; также Scientific Papers (Cambridge, 1901), II, 51–105.
- [12] I. Newton, *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica* (London, 1726), Book II.
- [13] C. L. M. H. Navier, *Mémoire sur les lois du mouvement des fluides*, Mémoires de l'Académie des Sciences, **6** (1823), 389–416.
- [14] G. Stokes, *On the Theories of the Internal Friction of Fluids in Motion*, Transactions of the Cambridge Philosophical Society, **8** (1845), 287–305.

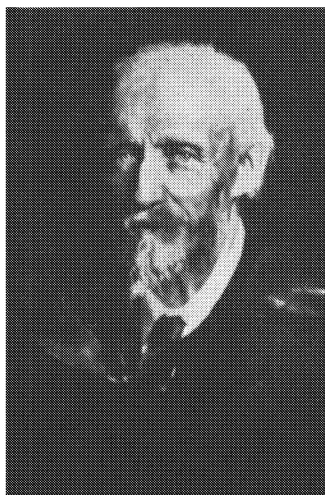
- [15] W. Margoulis, *Nouvelle méthode d'essai de modèles en souffleries aérodynamiques*, Comptes rendus de l'Académie des Sciences, Paris, **171** (1920), 997–999.
- [16] M. M. Munk, *On a New Type of Wind Tunnel*, N.A.C.A. Technical Note №60 (1921); M. M. Munk, and E. W. Miller, *The Variable Density Wind Tunnel of the National Advisory Committee for Aeronautics*, N.A.C.A. Report №227 (1925).
- [17] E. Bose, and D. Rauert, *Experimentalbeitrag zur Kenntnis der turbulenten Flüssigkeitsreibung*, Physikalische Zeitschrift, **10** (1909), 406–409; E. Bose, and M. Bose, *Über die Turbulenzreibung verschiedener Flüssigkeiten*, *ibid.*, **12** (1911), 126–135.
- [18] Th. von Kármán, *Über die Turbulenzreibung verschiedener Flüssigkeiten*, Physikalische Zeitschrift, **12** (1911), 283–284.
- [19] G. Hagen, *Über den Einfluss der Temperatur auf die Bewegung des Wassers in Röhren*, Abhandlungen der Königlich Akademie der Wissenschaften zu Berlin, mathematische Klasse (1854), 17–98; *Über die Bewegung des Wassers in cylindrischen, nahe horizontalen Leitungen*, *ibid.* (1869), 1–29.
- [20] H. L. Dryden, and A. M. Kuethe, *The Measurement of Fluctuations of Air Speed by the Hot-Wire Anemometer*, N.A.C.A. Report №320 (1929); H. L. Dryden, and A. M. Kuethe, *Effect of Turbulence in Wind Tunnel Measurements*, N.A.C.A. Report №342 (1930); W. C. Jr. Mock, and H. L. Dryden, *Improved Apparatus for the Measurement of Fluctuations of Air Speed in Turbulent Flow*, N.A.C.A. Report №448 (1932); H. L. Dryden, G. B. Schubauer, W. C. Jr. Mock, and H. K. Skramstad, *Measurements of Intensity and Scale of Wind Tunnel Turbulence and Their Relation to the Critical Reynolds Number of Spheres*, N.A.C.A. Report №581 (1937).
- [21] G. Eiffel, *Sur la résistance des sphères dans l'air en mouvement*, Comptes rendus de l'Académie des Sciences, Paris, **155** (1912), 1597–1599.
- [22] L. Prandtl, *Der Luftwiderstand von Kugeln*, Göttinger Nachrichten, mathematisch-physikalische Klasse (1914), 177–190.
- [23] M. Beaufoy, *Nautical and Hydraulic Experiments, with Numerous Scientific Miscellanies* (London, 1834).
- [24] W. Froude, *Report to the Lords Commissioners of the Admiralty on Experiments for the Determination of the Frictional Resistance of Water on a Surface, under Various Conditions, Performed at Chelston Cross, under the Authority of Their Lordships*, 44th Report of the British Association for the Advancement of Science (1874), 249–255.

- [25] L. Prandtl, *Grenzschichten in Flüssigkeiten mit kleiner Reibung*, Verhandlungen des dritten internationalen Mathematiker-Kongresses, Heidelberg, 1904 (Leipzig, 1905), 484–491; перепечатана L. Prandtl and A. Betz в *Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik* (Göttingen, 1927).
- [26] Th. von Kármán, *Über laminare and turbulente Reibung*, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, **1** (1921), 233–252.
- [27] K. Pohlhausen, *Zur näherungsweise Integration der Differentialgleichung der laminaren Grenzschicht*, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, **1** (1921), 252–268.
- [28] Th. von Kármán, and C. B. Millikan, *A Theoretical Investigation of the Maximum-Lift Coefficient*, Journal of Applied Mechanics, **2** (1935), 21–27.
- [29] G. I. Taylor, *Statistical Theory of Turbulence*, Proceedings of the Royal Society of London, series A, **151** (1935), 421–478; **156** (1936), 307–317.
- [30] Th. von Kármán, and L. Howarth, *On the Statistical Theory of Isotropic Turbulence*, Proceedings of the Royal Society of London, series A, **164** (1938), 192–215.
- [31] A. Kolmogoroff, *The Local Structure of Turbulence in Incompressible Viscous Fluid for Very Large Reynolds Numbers*, Comptes rendus de l'Académie des Sciences de l'U.R.S.S., **30** (1941), 301–305; *Dissipation of Energy in the Locally Isotropic Turbulence*, ibid., **32** (1941), 16–18.
- [32] W. Heisenberg, *Zur Statistischen Theorie der Turbulenz*, Zeitschrift für Physik, **124** (1947), 628–657.
- [33] G. K. Batchelor, *Kolmogoroff's Theory of Locally Isotropic Turbulence*, Proceedings of the Cambridge Philosophical Society, **43** (1947), 533–559.
- [34] L. Prandtl, *Bericht über Untersuchungen zur ausgebildeten Turbulenz*, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, **5** (1925), 136–139; *Über die ausgebildete Turbulenz*, Verhandlungen des zweiten internationalen Kongresses für technische Mechanik, Zürich, 1926 (Zürich, 1927), 62–74.
- [35] Th. von Kármán, *Mechanische Ähnlichkeit und Turbulenz*, Göttinger Nachrichten, mathematisch-physikalische Klasse (1930), 58–76; *Mechanische Ähnlichkeit und Turbulenz*, Proceedings of the Third International Congress for Applied Mechanics, Stockholm, 1930 (Stockholm, 1931), I, 85–92.
- [36] L. Prandtl, *Neuere Ergebnisse der Turbulenzforschung*, Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure, **77** (1933), 105–114.

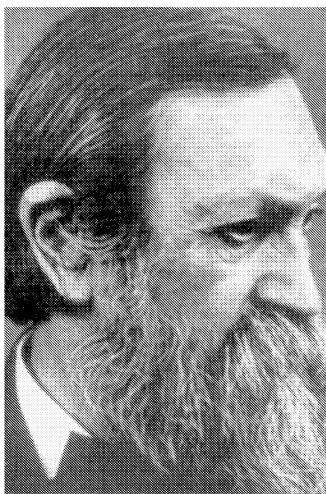
- [37] C. B. Millikan, *The Boundary Layer and Skin Friction for Figures of Revolution*, Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, Applied Mechanics Section, **54** (1932), 29–39; N. B. Moore, *The Boundary Layer and Skin Friction for a Figure of Revolution at Large Reynolds Numbers*, The Daniel Guggenheim Airship Institute Publication, №2 (1935), 21–31; также докторская диссертация с тем же названием, California Institute of Technology, 1934; N. B. Moore, *Application of Kármán's Logarithmic Law to Prediction of Airship Hull Drag*, Journal of the Aeronautical Sciences, **2** (1935), 32–34.
- [38] A. Sommerfeld, *Ein Beitrag zur hydrodynamischen Erklärung der turbulenten Flüssigkeitsbewegungen*, Atti del IV Congresso Internazionale dei Matematici, Roma, 1908 (Rome, 1909), III, 116–124.
- [39] W. Heisenberg, *Über Stabilität und Turbulenz von Flüssigkeitsströmen*, Annalen der Physik, series 4, **74** (1924), 577–627.
- [40] W. Tollmien, *Über die Entstehung der Turbulenz*, Göttinger Nachrichten, mathematisch-physikalische Klasse (1929), 21–44.
- [41] C. C. Lin, *On the Stability of Two-dimensional Parallel Flows*, Quarterly of Applied Mathematics, **3** (1945–1946), 117–142, 218–234, 277–301.
- [42] H. L. Dryden, *Some Recent Contributions to the Study of Transition and Turbulent Boundary Layers*, N.A.C.A. Technical Note №1188 (1947); G. B. Schubauer, and H. K. Skramstad, *Laminar-Boundary-Layer Oscillations and Transition on a Flat Plate*, Journal of Research of the National Bureau of Standards, **38** (1947), 251–292; также N.A.C.A. Report №909 (1948).
- [43] I. Tani, and F. R. Hama, *Some Experiments on the Effect of a Single Roughness Element on Boundary-Layer Transition*, Journal of the Aeronautical Sciences, **20** (1953), 289–290.
- [44] E. N. Jacobs, *Preliminary Report on Laminar-Flow Airfoils and New Methods Adopted for Airfoil and Boundary-Layer Investigations*, N.A.C.A. Advance Confidential Report, June 1939; рассекречен как N.A.C.A. Wartime Report L-345.
- [45] G. W. Lewis, *Some Modern Methods of Research in the Problem of Flight*, Journal of the Royal Aeronautical Society, **43** (1939), 771–798.
- [46] I. Tani, and S. Mituisi, *Contributions to the Design of Aerofoils Suitable for High Speeds*, Report of the Aeronautical Research Institute, Tokyo Imperial University, №198 (1940).



Николай Егорович Жуковский



Осборн Рейнольдс



Эрнст Мах



У. Дж. Макуорн Ранкин

ГЛАВА IV

Сверхзвуковая аэродинамика

Тема этой главы несколько шире, чем подразумевает ее название «Сверхзвуковая аэродинамика». В этой главе рассмотрены основные принципы аэродинамики сжимаемых жидкостей как в сверхзвуковом, так и дозвуковом течении.

Распространение изменения давления: скорость звука

До сих пор мы рассматривали воздух как практически несжимаемую среду. При средних скоростях изменения плотности воздуха и температуры, вызванные движением, очень незначительны. Но если перейти к более высоким скоростям, то изменения плотности и температуры, вызванные сжатием или расширением воздуха, становятся очень заметными. Таким образом, тема этой главы не только лишь аэродинамика; ее можно назвать *аэротермодинамикой*, т. е. соединением двух наук, механики жидкостей и термодинамики. Выражение аэротермодинамика впервые ввел генерал Дж. Артуро Крокко в 1931 году [1]. Позднее было образовано много таких слов; например, в следующей главе мы будем говорить о взаимодействии аэродинамики и упругости, называемого *аэроупругостью*. Также мы иногда говорим об *аэроэлектронике*, но инженеры-практики называют соответствующую отрасль инженерного дела *авиационной электроникой*.

Существенная разница между несжимаемой и сжимаемой жидкостью состоит в том, что в первой распространение давления мгновенное, тогда как в последней распространение происходит с конечной скоростью. Например, если мы ударим поверхность несжимаемой жидкости, то эффект, ощущаемый на большом расстоянии, конечно, меньше, чем на меньшем расстоянии, но даже бесконечности он достигает необычайно быстро; тогда как в сжимаемой жидкости результат распространяется с конечной скоростью. Скорость распространения очень

небольшого перепада давления называется *скоростью звука*. Какое отношение аэродинамика полета имеет к звуку? Многие дилетанты задают вопрос: «Почему так трудно летать быстрее звука?» Фактически это не вопрос о полете быстрее звука; это вопрос о полете быстрее, чем может распространиться в воздухе любой результат сжатия.

Первым человеком, который рассчитал распространение давления или звука в воздухе, был Ньютон [2]. Он установил, что квадрат скорости распространения равняется отношению изменения давления к соответствующему изменению плотности, вовлеченной в процесс массы жидкости. Он не записал этот результат в математической форме, но, несмотря на это, он (а возможно и он, и Г. В. Лейбниц) изобрел соответствующее исчисление¹; хотя он и не применял наши сегодняшние символы. Однако он рассчитал отношение давления к изменениям плотности, т. е. на современном языке, производную $dp/d\rho$, где, предположительно, давление p является функцией плотности ρ . Приняв значение p пропорциональное ρ , он получил величину скорости звука в воздухе 976 футов в секунду. Он сравнил этот результат со скоростью звука, измеренной на артиллерийском полигоне близ Лондона на основе наблюдения за разницей во времени между вспышкой и звуком орудия, выстрелившего на некотором расстоянии. При этом он предположил, что скорость света бесконечна по сравнению со скоростью звука. На основании наблюдаемой разницы во времени Ньютон пришел к выводу, что скорость звука составила 1142 фута в секунду, что является верной цифрой при температуре, обычно преобладающей на уровне моря.

Конечно, Ньютон заметил разницу в числах, полученных на основе теории и эксперимента. Затем он воспользовался методом, хорошо знакомым аспирантам, а именно: он искал некое оправдание для объяснения несоответствия. Во-первых, он отметил, что воздух не является чистым; он всегда содержит частицы пыли во взвешенном состоянии. Он полагал, что частицы пыли являются причиной отклонения почти в 10 процентов. Затем он подумал, что влагосодержание также будет работать против сжатия. Поэтому он считал, что оба эти явления вместе могли бы объяснить разницу в 17 процентов. Даже очень великие люди иногда позволяют себе принимать желаемое за действительное, что возможно является недостатком большинства исследователей. Однако мы должны понимать, что в то время термодинамика как наука была неизвестна.

¹ Имеется ввиду дифференциальное исчисление. — Прим. ред.

Пьер Симон маркиз де Лаплас (1794–1827) [3] исправил вычисления Ньютона. Основное обстоятельство, изменившее результат, было следующим. Давление p так называемого идеального газа пропорционально его плотности ρ в *изотермическом* процессе, т. е., когда изменение происходит при постоянной температуре. С другой стороны, если газ сжимается в так называемом *адиабатическом* процессе, то он нагревается, а если он расширяется, то он охлаждается. Мы называем процесс адиабатическим, если нет возможности подводить тепло в газ извне и наоборот. В этом случае мы можем доказать, что давление p пропорционально определенной степени плотности ρ^γ , где γ — всегда больше единицы и зависит от количества атомов в молекуле, или точнее, количества степеней свободы, на которых молекула может накапливать энергию. Для воздуха γ равно примерно 1,4, так что производная $dp/d\rho$ в 1,4 раза больше, чем она была бы, если p пропорционально ρ , как предполагал Ньютон. Процесс, включающий распространение звука, можно считать с хорошим приближением адиабатическим, потому что теплопроводность пренебрежимо мала.

Лаплас ввел соответствующую поправку в формулу Ньютона для скорости звука, так что квадрат скорости звука стал в 1,4 раза больше, чем рассчитал Ньютон. Эта корректировка объяснила несоответствие почти в 17 процентов между теорией Ньютона и экспериментом.

Если мы считаем, что газ создан из частиц, т. е. молекул, то обнаружим, что у скорости звука тот же порядок величины, что и у скорости молекул. Действительно, в соответствии с кинетической теорией газов среднее значение квадрата скорости молекул равняется $3p/\rho$. Квадрат скорости звука $\gamma p/\rho$; следовательно, молекулярная скорость и скорость звука находятся в отношении $\sqrt{3}/\gamma$ или 1,46, если $\gamma = 1,4$.

Абсолютная температура газа пропорциональна кинетической энергии молекул, и поэтому для данного газа пропорциональна среднему значению квадрата скорости молекул. Следовательно, квадрат скорости звука также пропорционален абсолютной температуре газа. Скорость звука увеличивается, если возрастает температура, и уменьшается, если температура падает.

Соотношение между скоростью тела, движущегося по воздуху, и скоростью звука в воздухе называется *числом Маха* движения. Так, для потока, соотношение между скоростью потока и скоростью звука называется числом Маха потока. Если скорость в поле переменная, то мы называем соотношение между скоростью в произвольной точке и

На рис. 41 схематично показано использование теневого метода для визуального исследования потоков газа. Здесь создается луч параллельного света, который пересекает исследуемый поток газа перпендикулярно направлению потока. Затем, с помощью системы линз, свет концентрируется в фокальной точке. Камера или экран для наблюдения расположены позади фокуса. Предположим, что мы поместили опорную призму возле фокуса. Если опорная призма вне фокуса, то область экрана светлая. Если опорная призма закрывает фокус, то экран становится темным. Расположим опорную призму таким образом, что она просто касается фокуса, и допустим, что плотность воздуха, благодаря переменному распределению скоростей в потоке газа, неравномерна. В любой области, где есть градиент скорости, перпендикулярный направлению опорной призмы, степень освещения покажет градиент, потому что градиент плотности вызывает преломление света, проходящего через газ. Если преломление происходит по направлению к опорной призме, то последняя уловит часть света; если преломление происходит далеко от опорной призмы, то интенсивность света увеличится. Изменяя направление опорной призмы, можно обнаружить градиент плотности в любом произвольно выбранном направлении. Этот метод особенно удобен для исследования областей, в которых плотность резко изменяется, например таких, когда воздух пересекают фронты ударной волны.

Распространение сигналов от движущегося источника

Рассмотрим законы распространения импульса давления, созданного в сжимаемой жидкости. Если жидкость находится в состоянии покоя, то импульс давления распространяется равномерно со скоростью звука во всех направлениях, так что поверхность, которую достигает результат импульса в любой момент времени, является сферической. Однако если предположить, что источник импульса расположен в равномерном потоке, то импульс будет переносить поток, и в то же время он будет распространяться относительно потока со скоростью звука. Следовательно, результирующее распространение больше не симметрично; оно быстрее в направлении потока и медленнее против потока. Если скорость потока равна скорости звука, то, по-видимому, резуль-

тат импульса не может достигнуть каждой точки в пространстве, а ограничен полупространством в пределах плоскости, перпендикулярной направлению течения. Источник импульса больше не может посылать сигналы против течения. Если скорость потока сверхзвуковая, т. е. превосходящая скорость звука, то результат импульса ограничен конусом, вершина которого является источником импульса и угол при вершине которого уменьшается от 90° (что соответствует числу Маха равному 1) до все меньших и меньших значений, тогда как число Маха потока возрастает. Действительно, тригонометрический синус половинного угла при вершине равняется обратной величине числа Маха. Конус, отделяющий «зону действия» от «зоны молчания» или «зоны запрещенных сигналов» называется *конусом Маха*, а его половинный угол при вершине называется *углом Маха*. Поскольку тригонометрический синус 30° равен одной второй, то угол Маха 30° соответствует «числу Маха равному 2», т. е. скорость потока равняется скорости в два раза большей скорости звука.

Если источник импульсов давления перемещается по воздуху, то условия аналогичные. На рис. 42а) показан источник в состоянии покоя в точке *O*. Концентрические окружности определяют положение результатов сжатия благодаря импульсам, испускаемым источником при периодически прошедших моментах времени. На рис. 42б) предполагается, что источник двигается с дозвуковой скоростью. Малые круги указывают положения источника при прошедших моментах испускания импульсов, а крупные круги содержат точки, достигнутые одновременно результатами сжатия. Видно, что окружности больше не являются концентрическими. На рис. 42в) и г) представлены диаграммы для источников, двигающихся соответственно со звуковой и сверхзвуковой скоростью. В случае ракеты, двигающейся со сверхзвуковой скоростью по воздуху равномерно, можно предположить, что основное возмущение возникает на вершине. Поэтому результат возмущения ограничен внутренней областью конуса Маха, которая двигается с ракетой; впереди конуса воздух остается невозмущенным. Мы видим основное различие между дозвуковым и сверхзвуковым движением тела. В дозвуковом движении результат возмущения, несмотря на то, что уменьшается с расстоянием, достигает каждой точки пространства, окружающего тело, тогда как в сверхзвуковом движении действие ограничено внутренней областью конуса Маха. Если ракета проносится над вашей головой со сверхзвуковой скоростью, то вы услышите ее только тогда,

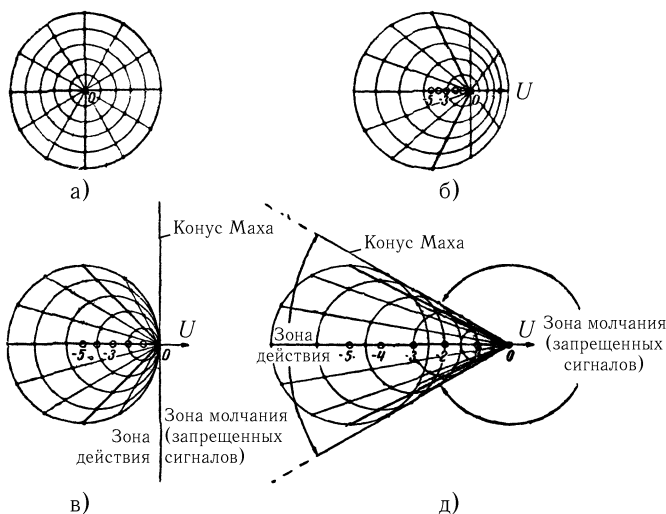


Рис. 42. Точечный источник, двигающийся в сжимаемой жидкости: а) неподвижный источник, б) источник, двигающийся с половинной скоростью звука, в) источник, двигающийся со скоростью звука, д) источник, двигающийся со скоростью в два раза большей скорости звука. (Из статьи Т. фон Кармана в *Journal of the Aeronautical Sciences*, **14** [1947], 374.)

когда она окажется на далеком расстоянии от вас. Как говорится, ни один человек еще не слышал пулю, убившую его, потому что прежде чем он смог различить звук, пуля уже поразила его!

Двумерная линеаризованная теория крыла

Теперь рассмотрим структуру потока, созданную крылом, двигающимся со сверхзвуковой скоростью. Сначала ограничимся крыльями бесконечного размаха, т. е. задачей двумерного течения. Если профиль крыла тонкий, то возмущения, вызванные крылом, можно считать малыми. Поэтому предположим, в первом приближении, что структуру потока, созданную крылом, можно построить наложением малых возмущений, создаваемых точками крыла. Теорию подъема и сопротивления для такого крыла впервые разработал Акерет [6].

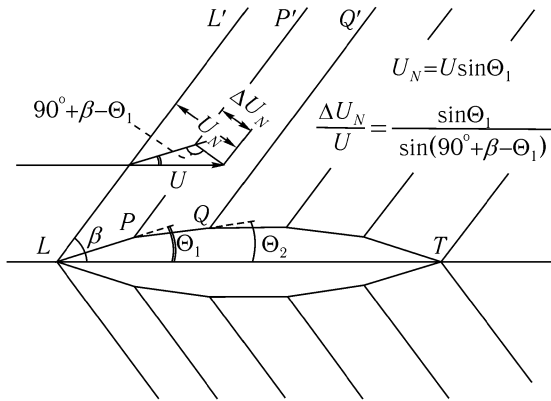


Рис. 43. Симметричный аэродинамический профиль, образованный прямолинейными участками, установленный с нулевым углом атаки в сверхзвуковом потоке.

Рассмотрим для простоты крыло, профиль которого образован прямолинейными участками, как показано на рис. 43. Допустим, что равномерный и параллельный поток с числом Маха M ударяет по первому элементу поверхности крыла, наклон которого к направлению потока составляет Θ_1 . В точке элемента L возникают два эффекта: направление потока течения изменяется на угол Θ_1 ; и создается рост давления на величину p_1 . Задача заключается в расчете величины p_1 , если известно число Маха и отклонение Θ_1 .

Из приведенных выше общих соображений мы знаем, что результаты импульса p_1 ощущаются только после линии Маха LL' . Можно доказать, что в двумерном течении каждая частица жидкости, проходящая через LL' , испытывает одинаковое отклонение Θ_1 и подвергается такому же росту давления p_1 . Теперь применим теорему равенства силы давления и изменения количества движения. Поскольку скачок сжатия происходит перпендикулярно линии Маха LL' , то повышение давления p_1 может повлиять только на составляющую скорости U_N , тогда как составляющая, касательная к LL' , должна оставаться без изменений. В соответствии с уравнением импульса движения, зависимость между повышением давления и изменением скорости ΔU_N , выражается формулой $p_1 = \rho U_N \Delta U_N$, где ρ обозначает плотность воздуха.

С помощью рис. 43 можно выразить U_N и ΔU_N при помощи угла Θ_1 и угла наклона β линии Маха LL' . Мы помним, что $\sin \beta = 1/M$, так что для тонкого крыла β всегда больше Θ_1 (за исключением очень больших чисел Маха, для которых следует разработать другую теорию). Следовательно, в формуле, заданной на рис. 43 для отношения $\Delta U_N/U_N$, $\sin(90^\circ + \beta - \Theta_1)$ можно заменить $\cos \beta = \sqrt{M^2 - 1}/M$ и прийти к результату

$$p_1 = \frac{\rho U^2 \Theta_1}{\sqrt{M^2 - 1}}.$$

В этой формуле $\sin \Theta_1$ заменен на Θ_1 , что опять же верно для малых углов. Повторим этот расчет в точке, расположенной подальше назад вдоль профиля крыла, предположив, что крыло является симметричным и омывается потоком под нулевым углом атаки, как показано на рис. 43. Если угол наклона следующего элемента PQ составляет Θ_2 , то повышение давления, вызванное этим элементом, составит $p_2 = \rho U^2 \Theta_2 / \sqrt{M^2 - 1}$. Поскольку Θ_2 меньше Θ_1 , то p_2 меньше p_1 . Мы видим, что воздух ускоряется, проходя через линию Маха PP' , т. е. он расширяется и испытывает уменьшение давления, равное

$$p_1 - p_2 = \frac{\rho U^2 (\Theta_1 - \Theta_2)}{\sqrt{M^2 - 1}}.$$

В этой области повышение давления относительно атмосферного давления уменьшается по мере того, как мы продолжаем двигаться по потоку. Оно пропорционально углу наклона элемента поверхности и остается положительным до тех пор, пока мы не достигнем элемента, угол наклона которого нулевой. Если продвигаться дальше, то угол наклона становится отрицательным и давление падает ниже атмосферного давления потока.

Вывод не меняется, если мы неограниченно увеличим количество прямолинейных участков, составляющих поверхность крыла, т. е. для профиля крыла с гладкой поверхностью, как показано на рис. 44. Давление постоянно вдоль линии Маха, исходящей из определенной точки на поверхности, и имеет значение $p_0 + \rho U^2 \Theta / \sqrt{M^2 - 1}$, где Θ — угол наклона касательной в этой точке к направлению потока, а p_0 обозначает атмосферное давление. Следовательно, давление, действующее на переднюю часть крыла, выше, а давление, действующее на заднюю часть крыла, ниже атмосферного давления. Очевидно, разница в давлении

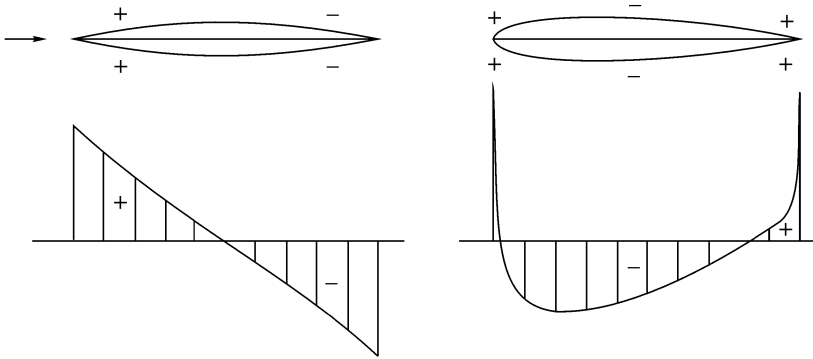


Рис. 44. Симметричный аэродинамический профиль, установленный с нулевым углом атаки в сверхзвуковом потоке сжимаемой жидкости (*слева*) и в потоке несжимаемой жидкости (*справа*). Диаграммы внизу показывают распределения давления вдоль аэродинамического профиля.

между передней и задней частью крыла создает сопротивление. Это существенно новый источник сопротивления, дополнительный по отношению к составляющим сопротивления, рассмотренным в главе III.

Мы помним, что, по крайней мере, в соответствии с теорией несжимаемых невязких жидкостей, давление на передней и задней частях обтекаемых участков уравнивается друг друга (рис. 44), как предсказано теоремой Даламбера. Очевидно, что эта теорема не применима к сверхзвуковому течению. Для низких скоростей мы обычно используем профиль крыла с затупленной носовой частью; основное требование к приданию обтекаемой формы — острая задняя кромка. Для сверхзвуковых скоростей затупленная носовая часть довольно невыгодна из-за большого угла наклона, который она влечет; при этом острая задняя кромка почти не помогает, потому что мы не можем избежать отрицательного давления на задней части профиля. Важнейшим требованием для профилей сверхзвуковых крыльев является малая относительная толщина, т. е. малое значение отношения между максимальной толщиной и длиной хорды.

Физическую причину этого явления мы можем определить из того обстоятельства, что при сверхзвуковых скоростях, даже если мы пренебрегаем поверхностным трением и избегаем отрыва потока, движущее-

ся тело испытывает сопротивление, не имеющее аналога в дозвуковом движении. Мы уже видели, что тогда как в дозвуковом движении изменение давления распространяется свободно во всех направлениях, в сверхзвуковом движении основная масса действия ограничена линией (углом) Маха, и в общем трехмерном случае поверхностью конуса Маха. Тело создает систему волн сжатия и расширения, которая движется вместе с ним. Это явление напоминает наблюдателю быстроходный катер, когда он перемещается со скоростью выше скорости поверхностных волн и поэтому уносит с собой создаваемые им волны. Работа, которая должна быть сделана для создания и переноса волн, является важной частью общего сопротивления катера. Имея в виду эту аналогию, мы называем сверхзвуковое сопротивление *волновым сопротивлением*. Теоретические объяснения обоих явлений основаны на одном и том же понятии. Однако когда быстроходный катер движется «по следу», значительная часть волны исчезает. К сожалению, самолет не может двигаться «по следу» в четвертом направлении. Некоторые люди полагают, что мы должны только достичь скорости выше звука, и все будет в порядке. Конечно, это не так.

Теперь применим то же рассуждение к наклонной плоскостной пластине, для того чтобы изучить законы подъемной силы, созданной тонким профилем крыла. Вывод заключается в том, что положительное давление создается на нижней поверхности, а отрицательное давление — на верхней (рис. 45). Величины изменения давления соответственно $+\rho U^2 \alpha / \sqrt{M^2 - 1}$ и $-\rho U^2 \alpha / \sqrt{M^2 - 1}$, где α — угол атаки. Поэтому подъемная сила, действующая на площадь крыла, равную S , составляет $2\rho U^2 \alpha S / \sqrt{M^2 - 1}$, а коэффициент подъемной силы C_L , определенный как $(Lift) \div \frac{1}{2} \rho U^2 S$, становится равным $4\alpha / \sqrt{M^2 - 1}$. Например, в соответствии с этой формулой, C_L равняется 4α , если $M = \sqrt{2}$ или 1,41, и равняется $1,41\alpha$, если $M = 3$. Коэффициент подъемной силы уменьшается с увеличением числа Маха. Это также верно для коэффициента лобового сопротивления.

Однако если мы рассмотрим случай, где M равняется 1, то приведенная выше формула дает бесконечное значение коэффициента подъемной силы (рис. 46). Конечно, это неверно, и неправильный результат обусловлен тем, что упрощенная теория, основанная на предположении бесконечно малых возмущений, которую мы называем линеаризованной теорией, не охватывает диапазон скоростей, близких к скорости

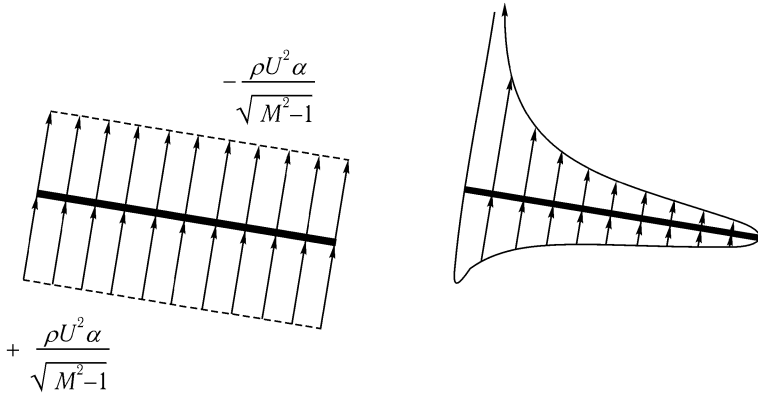


Рис. 45. Распределение давления вокруг наклонной плоской пластины в сверхзвуковом потоке сжимаемой жидкости (слева) и в потоке несжимаемой жидкости (справа). ρ обозначает плотность, U — скорость, а M — число Маха потока; α обозначает угол атаки.

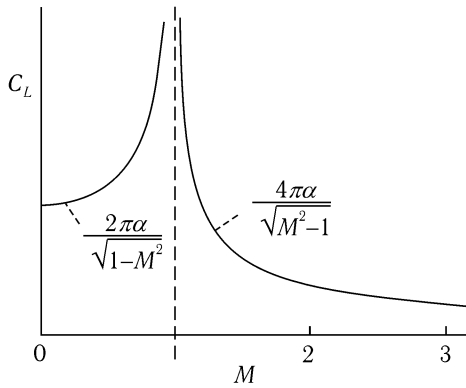


Рис. 46. Коэффициент подъемной силы при угле атаки α как функция числа Маха M в соответствии с линеаризованной теорией.

звука. Действительно линеаризованную теорию крыла можно также разработать для дозвукового полета, в диапазоне умеренно высоких скоростей, для которых приближение несжимаемых жидкостей боль-

ше не выполняется, так что следует учитывать так называемые эффекты сжимаемости. Для этого диапазона скоростей мы обнаружим, что коэффициент подъемной силы также является функцией числа Маха. Прандтль [7] и Глауэрт [8] предложили поправку для таких скоростей. В соответствии с их поправочной формулой коэффициент подъемной силы для полета при числе Маха M равен $2\pi\alpha/\sqrt{1-M^2}$, где $2\pi\alpha$ — коэффициент подъемной силы плоской пластины для несжимаемых жидкостей ($M \rightarrow 0$). Видно, что эта теория также недостаточна, если M приближается к единице, т. е. если мы близко подходим к звуковому барьеру снизу. Мы с Х. С. Цзенем [9] предложили отчасти более серьезную поправку для эффектов сжимаемости на крыльях, но наш метод также недостаточен, если мы приближаемся к звуковому полету, или точнее, если местная скорость в некоторой точке поверхности крыла становится равной или превосходит звуковую скорость, или, как мы говорим, местное число Маха в некоторой точке достигает значения единицы. Выше этого предела мы имеем смешанные области дозвукового и сверхзвукового течения, и теория становится довольно запутанной. Экспериментирование, например в аэродинамической трубе, также затруднено.

Диапазон скоростей ниже и выше звуковой скорости, где число Маха близко к единице, мы называем диапазоном *околозвуковых скоростей*. Слово «околозвуковой»¹ придумали мы с Драйденом. Мы решили, что необходим термин для обозначения критического диапазона скоростей, о котором мы говорим. Мы не могли договориться, писать ли его с одной буквой *s* или двумя. Драйден рассуждал логически и предпочитал написание с двумя *s*. Я полагал, что в аэронавтике нет необходимости всегда следовать логике, поэтому я писал его с одной *s*. Я привел этот термин в такой форме в докладе для Военно-воздушных сил. Я не уверен, что генерал, прочитавший его, знал, что он означает, но его ответ содержал это слово, поэтому оно, по-видимому, стало официально принятым.

Прежде чем рассматривать околозвуковую задачу, мне бы хотелось сказать несколько слов о линеаризованной теории применительно к трехмерным течениям, а также о результате конечных изменений давления.

¹По-английски *transonic*. — Прим. пер.

Трехмерная линеаризованная теория

Как мы видели в главе II, теория крыла должна рассматривать двумерные задачи крыльев бесконечного размаха и трехмерные задачи крыльев конечного размаха. Эти два класса задач встречаются также в сверхзвуковой теории крыла. Приведенное выше решение Акерета является решением для двумерной задачи в линеаризованном виде, т. е. в соответствии с предположением, что скорости, создаваемые наличием профиля крыла, малы по сравнению со скоростью полета. Дальнейшие приближения будут рассмотрены в следующем разделе. При обращении к трехмерной задаче большинство исследователей использовали линеаризованную теорию. С помощью этого приближенного метода было накоплено обширное количество теоретической информации, особенно в последние десять лет, относительно теории распределения подъемной силы и вычисления индуктивного сопротивления и волнового сопротивления для различных форм сверхзвуковых крыльев. Этой работе в значительной мере способствовал тот факт, что трехмерную задачу установившегося сверхзвукового течения можно свести к задаче двумерного распространения волн.

Последняя задача была хорошо известна до наступления эпохи сверхзвукового полета. Математики и физики-теоретики хорошо поработали в этой области, так что для новых применений в аэродинамике можно было без труда использовать уже готовые методы решения. Аналогия с распространением волн в двух направлениях не ограничена крыльями, но ее также применяют к сверхзвуковому течению вокруг тонких обтекаемых тел. Действительно в одной из моих работ, выполненной совместно с Нортоном Б. Муром в 1932 году, был применен один метод, хорошо известный в теории распространения волн, так называемый метод источников, для расчета сопротивления удлиненных тел типа ракет, двигающихся со сверхзвуковой скоростью [10]. Эта работа появилась до выхода массы статей, рассматривающих трехмерную теорию сверхзвукового крыла.

В 1945 году группа американских ученых занималась сбором статей и документов, выпущенных в Германии во время войны. Некий американский сержант перевел перечень этих статей на английский язык. Один из моих сотрудников нашел в перечне статей по аэродинамике одну под названием «Сопротивление недокормленных тел». Так

сержант перевел с немецкого название моей статьи «Соппротивление тонких тел».

Из нескольких методов, успешно примененных для решения линейаризованных уравнений установившегося сверхзвукового движения, я хочу отметить метод *конического течения*, впервые предложенный Адольфом Буземаном в 1942 году [11]. Этот метод предполагает постепенное создание практически значимых картин течения с помощью наложения элементарных конических течений. Основным случаем конического течения является течение вокруг кругового конуса. Явное решение этой относительно простой картины течения приводит к результату, что в случае сверхзвукового течения составляющие скорости постоянны вдоль любой прямой линии, исходящей из вершины конуса. Вообще мы называем течение *коническим*, если выполняется это условие. Наложением таких течений можно решить многие явно сложные задачи.

Ударная волна

Уже говорилось, что линейаризованная теория сверхзвукового течения рассматривает только очень малые возмущения параллельного потока и поэтому приводит к выводу о постоянстве скорости и поля давления. Однако реальное течение часто ведет себя иным образом, и для больших изменений давления нам необходимы лучшие приближения. Например, если мы наблюдаем сверхзвуковое течение вблизи кругового конуса, типа «оживала» ракеты, оптическими методами, т. е. теньвым методом, описанным ранее в этой главе, то увидим, что изменения плотности значительной величины происходят внезапно поперек некоторых поверхностей в течении. Мы называем такую поверхность *стоячей ударной волной*. Эта терминология появилась следующим образом. Мы уже говорили ранее, что очень малое изменение давления распространяется со скоростью звука; однако если мы создаем большой рост давления в некоторой точке или в малом объеме, как при взрыве, то скорость результирующей волны давления существенно выше, чем скорость звука, и когда волна проходит любую точку, давление внезапно повышается от атмосферного до очень большой величины. Это явление называется ударной волной, или точнее, *бегущей ударной волной*.

Немецкий математик Г. Ф. Бернгард Риман (1826–1866) [12] был первым, кто попытался рассчитать зависимости между состоянием газа

до и после ударной волны, но он сделал ошибку, позже независимо исправленную У. Дж. Ранкиным, британским инженером, уже упоминавшемся в главе III [13], и известным французским баллистиком Пьером Анри Гюгонио (1851–1887) [14]. Риман полагал, что изменение окажется изэнтропическим, следовательно, энтропия останется без изменений сквозь ударную волну. Это неверно. Общее энергосодержание (энтальпия) остается без изменений, тогда как энтропия всегда увеличивается сквозь ударную волну. После Ранкина и Гюгонио ряд ученых продолжили изучение ударных волн. Наука об ударных волнах очень важная, не только в аэродинамике, но также в баллистике и в теории взрывов, детонаций, а также, возможно, в космогонии. Она действительно стала отдельной отраслью физической науки. Если мы наблюдаем за явлениями в процессе движения с ударной волной, то, по-видимому, ударная волна находится в состоянии покоя, а воздух проходит через нее. В этом случае мы говорим о стоячей ударной волне. Скорость потока впереди ударной волны должна стать сверхзвуковой, потому что ударная волна распространяется по воздуху, находящемуся в состоянии покоя, со скоростью больше скорости звука. Во время перехода через ударную волну скорость, плотность и температура претерпевают внезапные изменения. Если скорость приближающегося потока перпендикулярна ударной волне, то скорость позади ударной волны становится дозвуковой; направление течения не изменяется. Если скорость приближающегося потока не является перпендикулярной ударной волне, то составляющая скорости, параллельная ударной волне, остается без изменений при прохождении фронта волны. Однако составляющая скорости, перпендикулярная ударной волне, изменяется от сверхзвуковой до дозвуковой величины, так что поток отклоняется. Следует также отметить важную теорему, открытую французским математиком Жаком Адамаром [15]. В соответствии с этой теоремой, безвихревое течение впереди ударной волны, пройдя сквозь ударную волну, может остаться безвихревым, только если волна прямая. Если ударная волна искривлена, то она создает завихренную область. Именно этот факт делает анализ движения позади ударной волны довольно сложным.

Снова рассмотрим пример двумерного крыла в сверхзвуковом потоке. Вместо линии Маха, на которой воздух испытывает бесконечно малое повышение давления, как в нашей линеаризованной теории, мы теперь найдем, в соответствии с более точной теорией, стоячую ударную волну, т. е. поверхность разрыва, при которой помимо скоро-

сти внезапным изменениям подвергаются также плотность, давление и температура. Мы говорим «более точная» теория, потому что линеаризованная теория не допускает такие разрывы непрерывности. Однако если мы еще дальше уточним теорию, приняв во внимание вязкость и особенно теплопроводность воздуха, то выясним, что изменения могут быть внезапными, но не разрывными. Это также подтверждается наблюдениями. Вообще ударная волна, видимая на теневой фотографии, имеет малую, но конечную толщину, и в очень разреженном воздухе, где средняя длина свободного пробега молекул велика, толщина ударной волны может быть довольно большой.

Если мы наблюдаем поведение течения за аэродинамической поверхностью при возрастающих числах Маха, то обнаружим, что ударная волна, присоединенная к передней кромке, не появляется сразу же после того как поток становится сверхзвуковым. Сначала мы получаем так называемый неприсоединенный скачок уплотнения (рис. 47) на большом расстоянии впереди аэродинамической поверхности; ударная волна подходит ближе и ближе к аэродинамической поверхности, если число Маха возрастает. При определенном значении числа Маха ударная волна достигает передней кромки, и выше этого значения мы видим ее присоединенной к передней кромке (рис. 48). (Если передняя кромка закруглена, то скачок уплотнения всегда остается неприсоединенным, но для возрастающих чисел Маха, он располагается все ближе и ближе к передней кромке.) С дальнейшим увеличением числа Маха угол наклона присоединенного скачка уплотнения уменьшается и для очень больших чисел Маха приближается к постоянной величине, которая пропорциональна половине угла при вершине (для воздуха примерно 1,2 половины угла при вершине). Таким образом, для очень больших чисел Маха картина течения подобна той, которую предполагал Ньютон в своем анализе сопротивления воздуха (см. главу I). В соответствии с предположением Ньютона воздух продолжает перемещаться без отклонений, пока он не достигнет поверхности тела, и затем отклоняется в направлении поверхности. Разница между картиной течения по Ньютону и той, что мы находим при очень больших числах Маха, названными диапазоном *гиперзвуковых скоростей*, заключается в том, что отклонение происходит не на поверхности тела, а на поверхности очень близкой к нему. Эта поверхность ясно видна на рис. 49. Можно также обнаружить, что в этом диапазоне давление, созданное на поверхности, становится примерно пропорциональным квадрату угла,

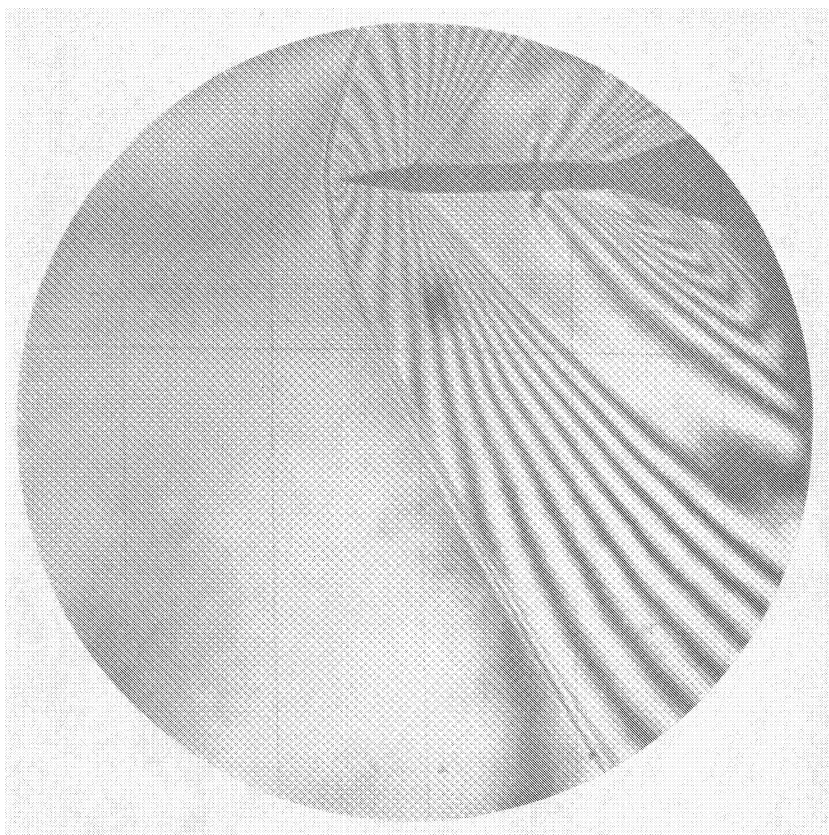


Рис. 47. Неприсоединенный скачок уплотнения клина. Число Маха равно 1,32. Элементы спектра обтекания стали видимыми с помощью использования *интерферометра*. Светлые и темные полосы показывают поверхности с равной плотностью воздуха. (С любезного разрешения Гуггенхаймовской лаборатории по аэронавтике, Калифорнийский технологический институт.)

как следует из анализа Ньютона, тогда как для средних чисел Маха повышение давления пропорционально самому углу.

Мы видели, что в соответствии с линеаризованной теорией Акерета отклонение потока при вогнутом угле создает повышение давления, тогда как отклонение при выпуклом угле вызывает падение давления.

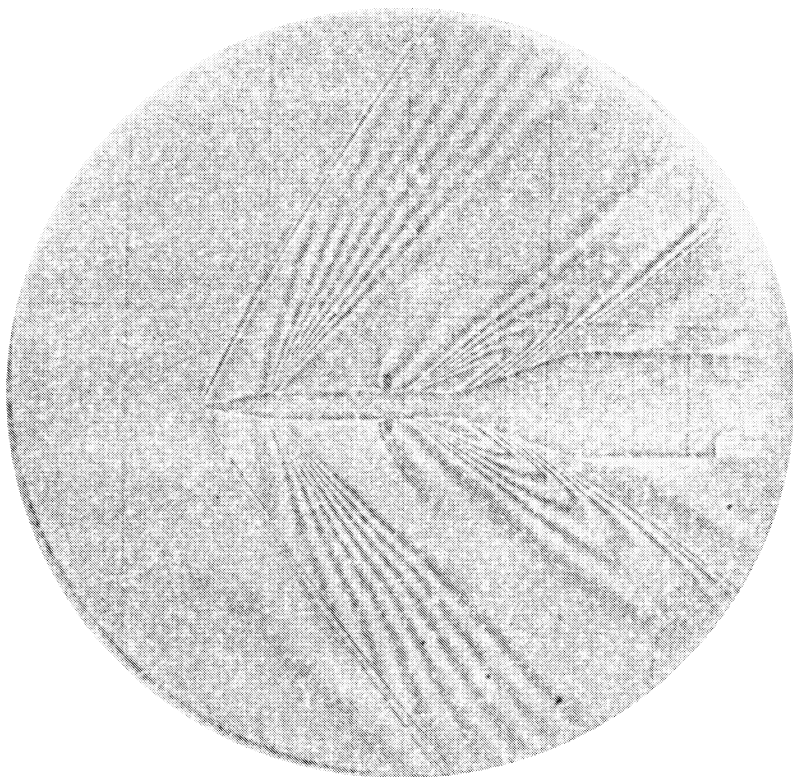


Рис. 48. Присоединенный скачок уплотнения клина. Число Маха равно 1,45. Оптический метод тот же, что и на рис. 47. (С любезного разрешения Гуггенхаймовской лаборатории по аэронавтике, Калифорнийский технологический институт.)

Если мы изучаем ту же самую проблему на основе более точной теории, то получим внезапное повышение давления через ударную волну, исходящую из вогнутого угла (рис. 50). Что происходит, если течение огибает выпуклый угол? Как теория, так и наблюдения показывают, что частицы воздуха огибают его по криволинейной траектории и что давление изменяется постепенно от более высокого к более низкому

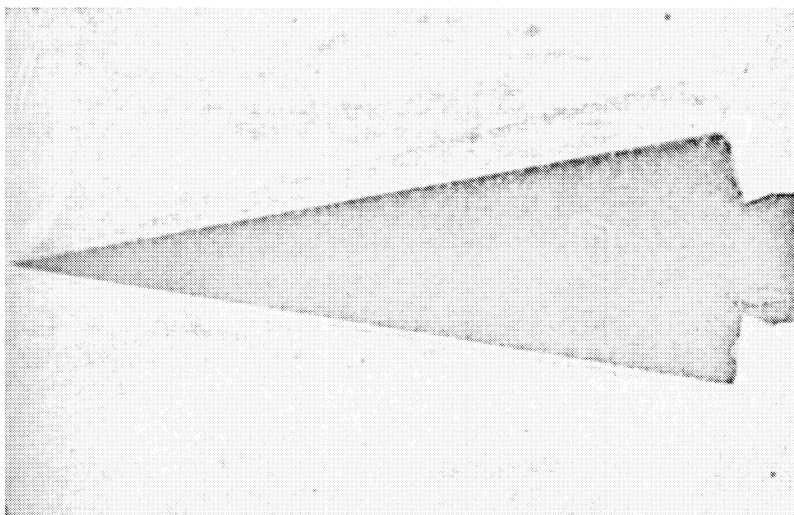


Рис. 49. Теневая фотография присоединенного скачка уплотнения конуса. Число Маха равно 5,9. (С любезного разрешения Гуггенхаймовской лаборатории по аэронавтике, Калифорнийский технологический институт.)

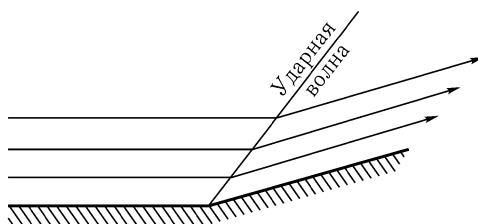


Рис. 50. Течение вблизи вогнутого угла создает повышение давления, которое достигается посредством ударной волны, исходящей из угла.

значению (рис. 51). С точки зрения механики жидкостей интересно наблюдать, что в сверхзвуковом течении жидкость может огибать угол без бесконечной скорости или отрыва потока, тогда как известно, что в дозвуковом течении или скорость становится бесконечной, или происходит отрыв потока. Разумеется, эта структура потока возможна толь-

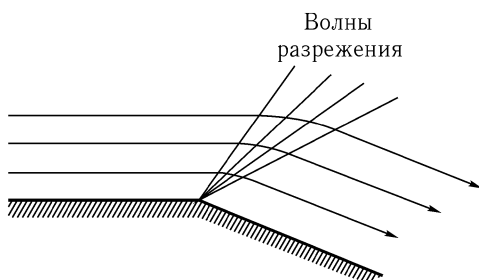


Рис. 51. Течение вокруг выпуклого угла создает падение давления, которое достигается посредством волны разрежения. Давление изменяется постепенно от более высокого к более низкому значению через волну разрежения.

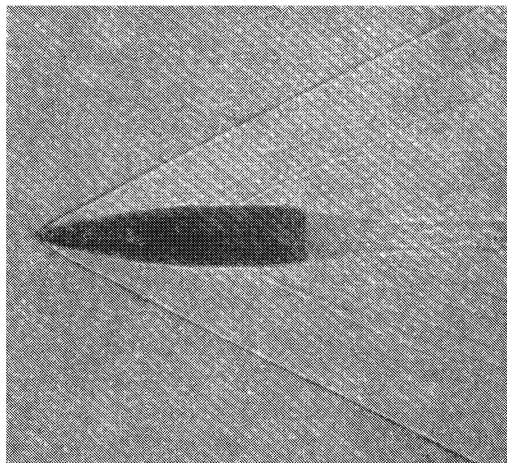


Рис. 52. Фотография ракеты с конической головной частью в полете. Число Маха равно 1,72. Скачок волны сжатия появляется в носовой части, а волна разрежения несколько далее по корпусу ракеты. (С любезного разрешения Баллистической исследовательской лаборатории, Абердинский испытательный полигон, Мэриленд, Ballistics Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, Maryland.)

ко, если угол отклонения не слишком большой. Структура потока на рис. 52 показывает как скачки сжатия, так и волны разрежения.

Тот факт, что в природе не существует «отрицательного скачка», т. е. если давление изменяется прерывисто, то изменение должно включать повышение давления, можно доказать на основе принципов термодинамики. Внезапное расширение с внезапным падением температуры означало бы, что энтропия газа уменьшилась без отвода тепла и выполнения внешней работы. Как раз это и запрещает второй закон термодинамики.

Обычно я поясняю этот закон своим студентам, показывая два сосуда в тепловом соприкосновении: один содержит пиво, другой чай, оба при комнатной температуре. Несомненно, было бы желательно пиво охладить, а чай подогреть, — процесс, который полностью совместим с законом сохранения энергии, т. е. первым законом термодинамики. К сожалению, второй закон превращает его в принятие желаемого за действительное, потому что это потребовало бы перехода теплоты от более низкого уровня температуры к более высокому без использования механической работы.

С научной точки зрения невозможность подобного процесса можно выразить, сказав, что энтропия бы уменьшилась. Можно доказать, что для того чтобы сделать возможным отрицательный скачок в потоке, тепло следовало бы передать от области с более низкой температурой позади волны разрежения в область с более высокой температурой против потока. Таким образом, скачок разрежения противоречит второму закону термодинамики. Скачок сжатия требует только передачи тепла от более высокой температуры к более низкой и создает увеличение энтропии в газе, как это доказали Ранкин и Гюгонио.

Околозвуковой полет

Здесь я хотел бы довольно кратко обсудить диапазон околозвуковых скоростей, а именно диапазон скоростей, который простирается как раз ниже и выше звуковой скорости. Особенно мне хотелось бы рассмотреть аэродинамику крыльев в окрестности $M = 1$.

На рис. 46 я уже исследовал коэффициент подъемной силы профиля крыла в соответствии с линеаризованной теорией в дозвуковых и сверхзвуковых областях. Коэффициент подъемной силы становится бесконечным, если число Маха приближается к единице как с дозвуковой, так и сверхзвуковой стороны. Этого явления в природе не встречается. Вместо того чтобы увеличиваться до бесконечности, коэф-

эффициент подъемной силы достигает максимального значения, а затем падает так же, как в случае срыва потока при увеличении угла атаки. Действительно, оба явления — уменьшение коэффициента подъемной силы выше определенного угла атаки и выше определенного числа Маха — вызваны отрывом потока. Вопрос состоит в том: что вызывает отрыв в случае течения, приближающегося к скорости звука?

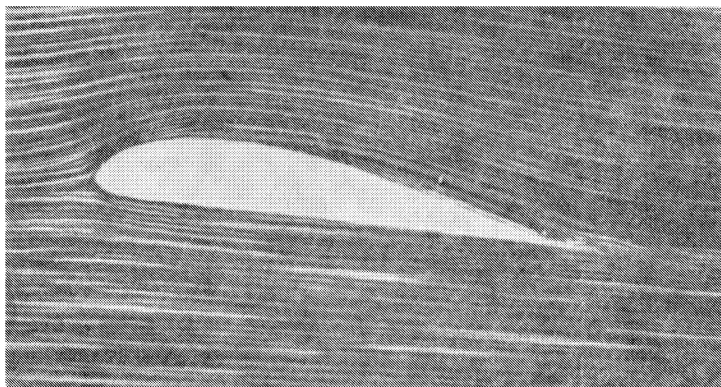


Рис. 53. Теневая картина структуры потока нормального дозвукового течения. Число Маха равно 0,829. Отрыв почти, если не полностью, отсутствует. Если отрыв есть, то он незначительный или проявляется себя как пограничный слой отчасти увеличенной толщины. (С любезного разрешения Гуггенхаймовской лаборатории по аэронавтике, Калифорнийский технологический институт.)

Для того чтобы понять этот процесс, рассмотрим несколько картин течения. На рис. 53 показана структура потока нормального дозвукового течения вокруг крыла. Здесь нет отрыва, за исключением небольшого стремления к отрыву возле задней кромки, которое может быть просто утолщением пограничного слоя, вызывающим малое сопротивление следа. Сначала течение ускоряется вдоль верхней поверхности крыла, но не достигает значения скорости звука; затем, достигнув максимальной скорости в некоторой точке поверхности, течение снова замедляется.

На рис. 54 показана картина течения на более высокой дозвуковой скорости полета. Основной поток все еще остается дозвуковым, но

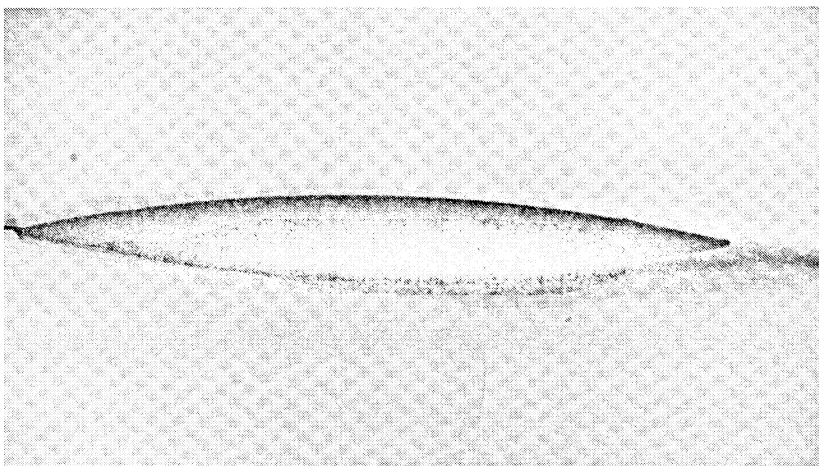


Рис. 54. Теневая картина структуры потока как на рис. 55, но при более высокой скорости. Число Маха равно 0,860. Представлена сверхзвуковая область, и переход к дозвуковому потоку происходит посредством ударной волны. Заметно определенное увеличение толщины пограничного слоя, но пока еще нет заметного отрыва. (С любезного разрешения Гуггенхаймовской лаборатории по аэронавтике, Калифорнийский технологический институт.)

около поверхности крыла должно быть сверхзвуковое течение, потому что в противном случае не может появиться видимая на рисунке ударная волна. Очевидно, что течение около поверхности (но за пределами пограничного слоя) ускоряется выше скорости звука. По мере того как течение тянется к задней кромке, оно замедляется, и переход к дозвуковому течению происходит посредством удара. Распространение ударной волны ограничено на обоих концах. В свободном потоке она распространяется только до определенного расстояния от поверхности крыла, потому что за его пределами течение больше не является сверхзвуковым. У нее также есть конец в пограничном слое, поскольку в этом слое скорость на поверхности уменьшается до нуля. Мы наблюдаем незначительное увеличение толщины пограничного слоя, возможно, вызванное тем, что благодаря наличию ударной волны вдоль поверхности должно произойти довольно быстрое увеличение давления и пограничный слой должен работать против повышения давления. Мы

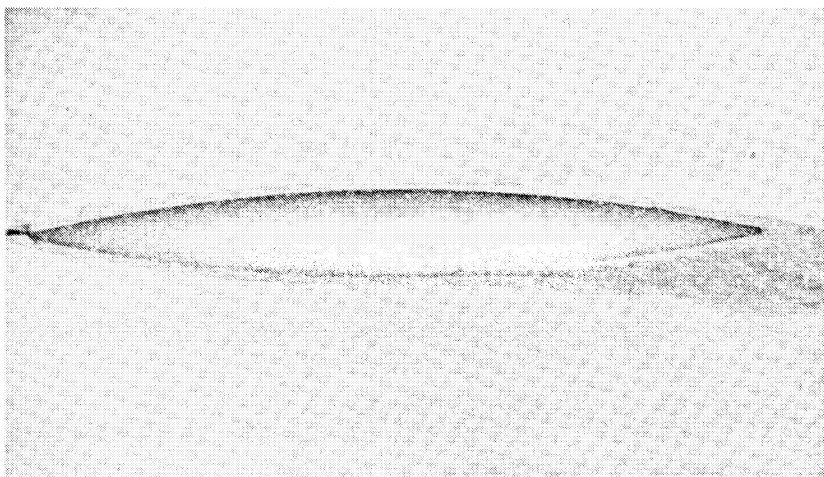


Рис. 55. Теневая картина структуры потока как на рис. 54, но на большей скорости. Число Маха равно 0,914. Отрыв потока завершен. В этом случае пограничный слой ламинарный. (С любезного разрешения Гуггенхеймовской лаборатории по аэронавтике, Калифорнийский технологический институт.)

знаем, что именно это явление — замедление жидкости в пограничном слое при чрезмерном росте давления — вызывает отрыв потока.

На рис. 55, который относится к немного большему значению числа Маха, мы видим завершение отрыва. По аналогии с другим случаем отрыва потока мы называем это явление *волновым срывом потока*. Рис. 55 относится к случаю, где пограничный слой ламинарный. Если пограничный слой турбулентный, то он оказывает до некоторой степени большее сопротивление отрыву. Это взаимосвязанное явление известно как взаимодействие ударной волны и пограничного слоя. Увеличение давления, вызванное ударной волной, может вызвать отрыв пограничного слоя, который в свою очередь влияет на образование ударной волны. Впервые эту задачу исследовали Акерет, Фельдман и Ротт [16] в Цюрихе и Липман [17] в Калифорнийском технологическом институте.

Волновой срыв потока оказывает двойное влияние на аэродинамические характеристики крыла: уменьшение подъемной силы и сильное увеличение сопротивления.

На рис. 56 и 57 схематично показано поведение коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления профиля крыла с постоянным углом атаки как функций числа Маха в околозвуковом диапазоне скоростей.

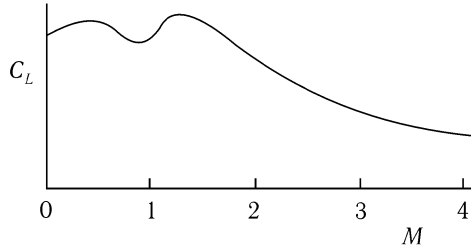


Рис. 56. Коэффициент подъемной силы C_L профиля крыла при постоянном угле атаки в околозвуковом диапазоне как функция числа Маха M .

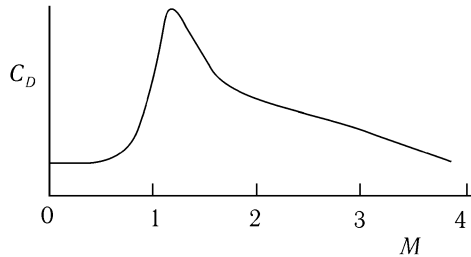


Рис. 57. Коэффициент лобового сопротивления C_D при постоянном угле атаки в околозвуковом диапазоне как функция числа Маха M .

В главах II и III мы видели, что аэродинамическая наука добилась успехов в развитии теории подъемной силы и теории сопротивления для несжимаемых жидкостей, т. е. движения жидкости на низких скоростях. Эти теории дают нам возможность рассчитать, по крайней мере с достаточной степенью точности, распределение давления вокруг профиля крыла и с помощью понятия пограничного слоя поверхностное трение, действующее на поверхности крыла. В диапазоне более высоких дозвуковых скоростей, до того как мы достигнем диапазона око-

лозвуковых скоростей, описанные выше теории Прандтля–Глауэрта и Кармана–Цзена позволяют свести задачу определения приближенного распределения давления к задаче несжимаемой жидкости. В настоящей главе мы видели, что есть методы расчета подъемной силы и лобового сопротивления для сверхзвуковых скоростей выше околозвукового диапазона. Однако положение не столь благоприятно относительно теории подъемной силы и лобового сопротивления в околозвуковом диапазоне. Здесь доступны решения задачи лишь для определенных единичных случаев, определенных чисел Маха и определенных профилей крыла. Однако решение уравнений движения течения вообще требует чрезвычайно громоздких расчетов, которые не дают уверенности, что результаты окажутся точными.

В этой ситуации соображение подобия, которое я предложил и назвал *правилом околозвукового подобия*, окажет хорошую услугу, поскольку оно позволяет перенести экспериментальные результаты от одного случая к другому [18]. Предположим, что у нас есть два тонких профиля крыла, которые геометрически подобны в том смысле, что они стали бы идентичными, если изменяется масштаб толщины. Например, можно сравнить два профиля крыла: одно 3-х процентной, а другое 6-процентной максимальной толщины; распределение ординат, выраженное на основе максимальной ординаты, является тождественным. На основе рассмотрения уравнений движения течения установим, относительно двумерного течения, что структура потока должна быть подобна, если отношение $t^{1/3}/\sqrt{|1-M^2|}$ имеет одинаковое значение, где t — максимальная относительная толщина, а M — число Маха. Следовательно, если у нас есть величина распределения давления, коэффициент подъемной силы или коэффициент лобового сопротивления для одного из профилей крыла как функций числа Маха, мы сможем рассчитать соответствующие величины для других подобных профилей крыла с различной относительной толщиной. Прогнозы на основании правила подобия очень хорошо соответствуют экспериментам. Установлено также, что правило подобия приблизительно верно, даже если в течениях появляются относительно слабые ударные волны.

Интересно отметить, что как теория Прандтля–Глауэрта для дозвуковых скоростей, так и теория Акерета для сверхзвуковых скоростей дают аналогичные правила подобия для соответствующих диапазонов скоростей. В двумерном течении соответствующее правило утверждало бы, что течения подобны, если отношение $t/\sqrt{1-M^2}$ или $t/\sqrt{M^2-1}$

остается постоянным. Первое отношение — вещественное число для значений M меньше единицы, а второе для значений M больше единицы.

Появление ударных волн и явление волнового срыва потока вызывает значительные изменения в поведении самолета, летящего через диапазон околосвуковых скоростей, которое с некоторыми упрощениями, можно кратко описать следующим образом¹:

а) Неожиданные изменения, которые происходят в балансировке самолета. Предположим, например, что крыло испытывает волновой срыв потока раньше хвостовой части. (Это весьма возможно, поскольку как относительная толщина, так и угол атаки крыла могут быть больше соответствующих параметров хвостовой поверхности.) Несомненно, внезапное уменьшение подъемной силы на крыле вызовет сильный момент перетяжеления на нос. Или из-за появления ударной волны на верхней поверхности крыла точка действия результирующей подъемной силы может неожиданно сместиться, нарушив относительное расположение подъемной силы и силы тяжести.

б) Могут произойти различные резкие нарушения маневренности самолета. Иногда летчик обнаруживает, что руль высоты или руль направления полностью бездействует; он двигает рукоятку или педали руля, но самолет не реагирует. Это можно объяснить волновым срывом неподвижной горизонтальной или вертикальной поверхностей, при наличии которого поверхность управления двигается в следе и не действует. В следующий раз летчик может обнаружить, что поверхность управления «заморожена»; очевидно, что аэродинамический шарнирный момент увеличился настолько, что летчик уже не способен его подавить. Исчерпывающее объяснение этого явления неизвестно; возможно оно имеет отношение к положению ударной волны. Наконец, некоторые летчики говорят, что наблюдали смещение поверхностей управления при определенном числе Маха на данном самолете; руль направления, руль высоты или элерон могут внезапно оставить свое нейтральное положение и переместиться в отклоненное положение без каких-либо действий со стороны летчика.

в) Часто наблюдается вибрация хвостовой части или даже всего самолета. Вероятно в смешанном дозвуковом-сверхзвуковом течении над крылом не вполне определены положения ударных волн; они могут дви-

¹Этой краткой формулировкой многочисленных задач околосвукового полета автор обязан У. Лаверну Хауленду из Авиационной корпорации «Локхид».

гаться назад и вперед. Наблюдали также, как в случае возникновения ударных волн как на верхней, так и на нижней поверхности они могут двигаться в противоположной фазе, которая, очевидно, заставляет след колебаться, и это колебание переносится на крыло или хвостовую часть.

Когда подобные трудности впервые встретились в полете, их охарактеризовали как «помехи сжимаемости».

Я помню конференцию в 1941 году, когда Авиационная корпорация «Локхид» построила один из первых самолетов, где число Маха достигло значения выше 0,7. Во время пикирования самолет оказался перетяжеленным на нос, и колебания, возникшие в хвостовой части, неистово сотрясали весь самолет. Для консультаций и постановки диагноза болезни был вызван ряд «докторов от аэродинамики». Некоторые говорили, что это был обычный флаттер крыла, вид колебания, который мы рассмотрим в главе V. Среди докторов был и я; я высказался за волновой срыв потока, и полагаю, что был прав. Конечно, последующие исследования корпорации «Локхид» показали, что максимальный коэффициент подъемной силы, которого можно достичь без колебания хвостовой части, уменьшается с увеличением числа Маха. Возможно, это был первый случай околозвуковых трудностей в реальном полете.

Я хорошо помню то время, когда конструкторы пребывали в некотором отчаянии из-за неожиданных трудностей околозвукового полета. Они полагали, что эти помехи указывают на несостоятельность аэродинамической теории. Я считал, что таких эффектов сжимаемости следовало ожидать, поскольку воздух всегда был сжимаем. Довольно примечательно, что мы смогли продвинуться настолько далеко на основе теории, основанной на предположении, что воздух можно рассматривать как несжимаемую жидкость.

С практической точки зрения для минимизации околозвуковых помех можно рекомендовать увеличение размера поверхностей управления или увеличение их эффективности с помощью специальных приборов. Часто также необходимо увеличение силы, имеющейся в распоряжении летчика, для оперирования поверхностями управления с помощью так называемых вспомогательных средств управления. Более того, превышение тяги желательно, чтобы дать возможность быстрого прохода через критические диапазоны скоростей; действительно замечено, что некоторые из опасных эффектов уменьшаются до незначительного

рывка или крена, если самолет быстро проходит через околосвуковой диапазон.

Стреловидные крылья

Существует эффективный метод отсрочки помех, связанных с околосвуковым полетом, при высоких числах Маха. Все знакомы с картинами, где изображены самолеты, имеющие *стреловидные* крылья, т.е. крылья, передние кромки которых образуют значительный угол относительно перпендикуляра к направлению полета. Основную теоретическую идею, лежащую в основе использования таких форм крыла в плане, можно описать следующим образом. Допустим, что крыло с постоянным профилем и бесконечным размахом движется по воздуху в направлении, наклонном к своему размаху. Можно сказать, что движение крыла составлено из движения перпендикулярного размаху и движения бокового скольжения вдоль размаха. Если мы пренебрегаем силами трения, то последняя составляющая движения не должна повлиять на силы, действующие на крыло. Поэтому можно сделать вывод, что структура потока относительно крыла определяется «эффективным числом Маха», соответствующим составляющей скорости полета, перпендикулярной размаху. Если, например, стреловидный угол составляет 45° , то эффективное число Маха — примерно 70 процентов числа Маха полета, так что критическое значение последнего, где появляются околосвуковые помехи, увеличится почти на 40 процентов.

Конечно, на самом деле все не так просто. Во-первых, для стреловидных крыльев конечного размаха теория не применима к центральной части или концам крыла; во-вторых, трение и пограничный слой оказывают дополнительные возмущающие действия. Тем не менее, нарастание сопротивления и изменение в балансировке, обычно связанные с приближением числа Маха к единице, отсрочиваются до более высоких чисел Маха. Преимущество от увеличения числа Маха составляет примерно половину того, что можно ожидать в соответствии с простой теорией, кратко изложенной выше.

Аэродинамические свойства крыльев прямой стреловидности впервые рассмотрел Буземан на Конгрессе Вольта по высокоскоростному полету, проведенном в Риме в 1935 году [19]. Помню, что на банкете после конгресса, генерал Крокко, организатор конгресса и очень дальновидный человек, набросал рисунок самолета на обратной стороне меню,

назвав его в шутку самолетом Буземана: он имел стреловидные крылья и хвостовое оперение и даже лопасти винта были стреловидными. Однако Буземан рассматривал поведение стреловидных крыльев только в сверхзвуковом полете и обосновал свои расчеты подъемной силы и лобового сопротивления на основе линеаризованной теории. Говорят, что впервые предположение о том, что стреловидность может быть полезна для отсрочки околозвуковых влияний при более высоких числах Маха полета, сделал Альберт Бетц. Это предположение довели до конца исследователи, проводившие испытания в аэродинамических трубах, и конструкторы самолетов. Теория стреловидности была также независимо открыта в 1945 году Робертом Т. Джонсом [20].

Когда я поехал в Германию с группой ученых и инженеров в 1945 году, то мы обнаружили в заброшенной лаборатории Фолькенроде (Volkenrode Laboratory), вблизи Брауншвейга, модели самолета для аэродинамической трубы с крыльями прямой стреловидности и информацию по результатам испытаний в аэродинамической трубе при высоких числах Маха. Джордж Шейрер, выдающийся глава технического персонала авиационной компании «Боинг», был в составе моей группы. Он слышал об идеях Роберта Джонса относительно прямой стреловидности, но данные в Фолькенроде оказались первыми увиденными им экспериментальными результатами. Рассказывают, что Шейрер телеграфировал в главный офис компании: «Остановите проект бомбардировщика», и это привело к рождению современного самолета В-47, первого бомбардировщика с крыльями прямой стреловидности в США.

Интересным вариантом стреловидных крыльев является так называемое серповидное крыло, в котором стреловидный угол изменяется вдоль размаха крыла. Стреловидный угол больше в центральной части, где толщина крыла значительна, и меньше на внешней части крыла, где крыло тоньше.

Треугольное крыло сохраняет преимущества большого стреловидного крыла и имеет дополнительные вследствие малой относительной толщины. Малая относительная толщина центральной части сохраняется благодаря использованию больших длин хорды. Поскольку на высокой скорости, околозвуковой или сверхзвуковой, неизбежное профильное сопротивление относительно велико по сравнению с индуктивным, то малое относительное удлинение приемлемо. Большая хорда позволяет иметь относительно большую емкость внутри крыла, которую можно использовать в качестве резервуара для топлива

или других грузов. Более того, одна важная особенность треугольной формы состоит в том, что смещение центра давления при переходе от дозвукового к сверхзвуковому полету меньше, чем при обычных формах. Большинство самолетов с треугольными крыльями имеют только вертикальные стабилизаторы. Треугольное крыло может быть сделано продольно устойчивым без горизонтального стабилизатора, а рули высоты и элероны можно разместить на задней кромке крыла.

Преодоление звукового барьера

В настоящее время проблема «преодоления звукового барьера», по-видимому, является по существу задачей мощных силовых двигателей. Если имеется достаточная сила тяги для преодоления возрастания сопротивления, встречающегося до звукового барьера и непосредственно на нем, так что самолет может быстро пройти через критический диапазон скоростей, то не следует ожидать особых трудностей. Возможно, самолету было бы легче летать в сверхзвуковом диапазоне скоростей, чем в переходном диапазоне между дозвуковой и сверхзвуковой скоростью.

Таким образом, ситуация отчасти аналогична той, которая преобладала в начале этого века, когда братья Райт смогли доказать возможность активного полета, потому что у них был легкий двигатель с достаточной тягой. Если бы мы имели соответствующие двигатели, то сверхзвуковой полет стал бы довольно обычным. До недавних пор преодоление звукового барьера в горизонтальном полете осуществлялось только с использованием довольно неэкономичных двигательных установок, таких как ракетные и прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) с очень высоким потреблением топлива. Экспериментальные самолеты типа X-1 и Скай-рокет (Sky-rocket) оснащены ракетными двигателями, которые надежны только в течение нескольких минут полета, или же турбореактивными двигателями с форсажными камерами, но на момент написания этой книги создано несколько самолетов, которые могут летать со сверхзвуковой скоростью в течение получаса. Если вы прочитаете в газете, что самолет «прошел через звуковой барьер», то это часто означает, что он сделал это посредством пикирования. В этом случае сила тяжести дополнила недостаточную силу тяги.

Существует странное явление, связанное с этими фигурами высшего пилотажа, которое я хотел бы отметить. Предположим, что само-

лет приближается к наблюдателю на дозвуковой скорости, пикирует, достигнув сверхзвуковой скорости, затем выходит из пикирования и снова продолжает полет на дозвуковой скорости. В этом случае наблюдатель на земле зачастую слышит два громких гулких звука, довольно быстро следующих друг за другом: «Бум, бум!» Некоторые ученые предложили объяснения происхождения двойного гула. Акерет в Цюрихе [21] и Морис Руа в Париже [22] оба предположили, что гул возникает благодаря накоплению звуковых импульсов, таких как шум двигателя, издаваемых в то время, когда самолет проходил через звуковую скорость. Если самолет движется по направлению к наблюдателю, то издаваемый самолетом шум достигнет наблюдателя за более короткий промежуток времени по сравнению с интервалом, в котором он был издан. Таким образом, всегда происходит некоторое накопление звуковых импульсов при условии, что источник звука движется к наблюдателю. Однако если источник звука движется со скоростью близкой к скорости звука, то накопление бесконечно усиливается. Это становится очевидным, если считать, что весь звук, издаваемый источником, двигающимся точно со скоростью звука прямо по направлению к наблюдателю, достигнет последнего в один короткий момент времени, а именно, когда источник звука приблизился к местонахождению наблюдателя. Причина состоит в том, что звук и источник звука будут передвигаться с одинаковой скоростью. Если бы звук двигался в этот период времени со сверхзвуковой скоростью, то последовательность воспринимаемых и издаваемых звуковых импульсов была бы обратной; наблюдатель различит сигналы, издаваемые позднее, прежде чем он воспримет сигналы, изданные ранее.

Процесс двойного гула, в соответствии с этой теорией, можно проиллюстрировать диаграммой на рис. 58. Предположим, что самолет движется прямо по направлению к наблюдателю, но с переменной скоростью. Кривая AB показывает перемещение самолета в зависимости от времени. Угол наклона касательной к кривой указывает мгновенную скорость самолета. Параллельные прямые, показанные на диаграмме, указывают распространение звука; угол наклона θ этих прямых соответствует скорости звука. Сначала на участке AS_1 скорость самолета дозвуковая, затем на участке S_1S_2 — сверхзвуковая, и наконец, на участке S_2B — снова дозвуковая. Если наблюдатель находится на начальном расстоянии D , то точки, показанные на горизонтальной линии D_1D_2 , соответствуют последовательности воспринимаемых им

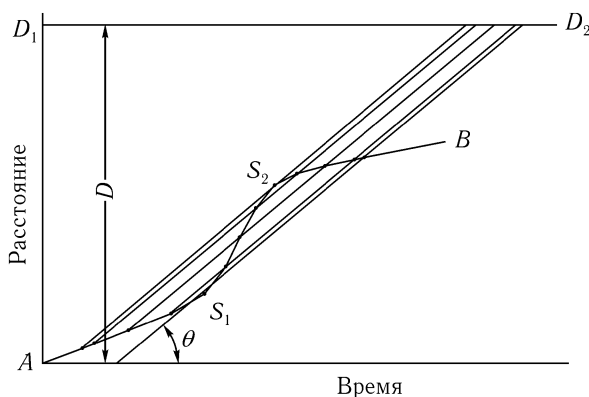


Рис. 58. Диаграмма расстояния – времени самолета, летящего с переменной скоростью. Параллельные линии с углом наклона θ показывают распространение звука.

звуковых импульсов. Мы видим, что звук, издаваемый самолетом во время второго прохождения звукового барьера (точка S_2), достигает наблюдателя раньше, чем звук, издаваемый во время первого прохождения (точка S_1). В эти два мгновения наблюдатель воспринимает через бесконечно малый интервал времени импульсы, издаваемые во время ограниченного периода времени. Следовательно, он слышит гул, похожий на взрыв. Между двумя звуками гула он одновременно воспринимает три импульса, издаваемые в разное время самолетом.

На рис. 59 схематично показана интенсивность шума, которую можно ожидать в этом упрощенном случае. Следует отметить, что накопление звуковых импульсов в случае приближающегося источника звука является тем же процессом, который известен как *эффект Доплера*; однако характеристика последнего эффекта обычно ограничена изменением высоты тона, связанной с процессом накопления. Интенсивность воспринимаемого шума трудно рассчитать, поскольку она зависит от механизма образования звука, который не очень хорошо известен. К тому же процесс осложняется формой траектории, возможным эхом, а также ударными волнами, которые наблюдаются в различных частях самолета во время полета и энергия которых преобразуется в звуковые волны после того, как самолет уменьшит скорость. В неко-

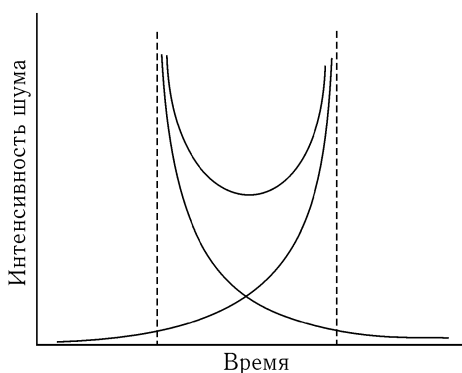


Рис. 59. Схематичное представление интенсивности шума, воспринимаемого наблюдателем.

торых последних статьях по этой теме явление двойного гула, иногда тройного, наблюдаемого в сверхскоростном пикировании, приписывается этим ударным волнам.

Проблема «преодоления звукового барьера» или «звуковой стены», по-видимому, волнует воображение общественности (английский кинофильм под названием «Разрушение звукового барьера» дает некоторое представление о задачах, связанных с полетом через единичный Мах); летчики и инженеры обсуждают проблему как серьезно, так и в шутку. Следующий «научный доклад» околосвукового полета демонстрирует прекрасное сочетание технических знаний и поэтических вольностей [23]:

Мы плавно скользили по воздуху со скоростью 540 миль в час. Мне всегда нравился маленький XP-AZ5601-NG за его простое управление, и за то, что индикатор Прандтля – Рейнольдса запрятан в правом углу вверху панели. Я проверил приборы. Воду, топливо, обороты в минуту, КПД Карно, путевую скорость, энтальпию. Все ОК. Курс 270°. Полнота сгорания в норме — 23 процента. Старина ТРД урчал спокойно как всегда, и зубы Тони едва постукивали от его 17 створок, перекинутых им над Шенектади. Из двигателя просачивалась только тонкая струйка масла. Вот это жизнь!

Я знал, что двигатель самолета хорош для скоростей выше тех, которые мы когда-либо пытались развивать. Погода была такая ясная, небо такое голубое, воздух такой спокойный, что я не устоял и прибавил скорость. Я медленно переместил рычаг вперед на одну позицию. Регулятор только слегка качнулся, и спустя пять минут или около того все было спокойно. 590 миль в час. Я опять нажал на рычаг. Засорились только два сопла. Я нажал на очиститель узких отверстий. Снова открыты. 640 миль в час. Тихо. Выхлопная труба едва совсем не согнулась, несколько квадратных дюймов с одной стороны все еще открыты. Руки у меня так и чесались на рычаге, и я снова нажал на него. Самолет разогнался до 690 миль в час, пройдя через критический отрезок, не сломав ни единого иллюминатора. В кабине стало тепло, поэтому я подал еще немного воздуха в вихревой холодильник. Мах 0,9! Я никогда не летал быстрее. Я мог видеть небольшое сотрясение за окном иллюминатора, поэтому отрегулировал форму крыла, и оно исчезло.

Тони теперь дремал, и я выпустил дымок из его трубки. Я не мог устоять и прибавил скорость еще на один уровень. Ровно за десять минут мы сравнялись с Махом 0,95. Сзади в камерах сгорания общее давление дьявольски падало. Вот это была жизнь! Индикатор Кармана показывал красный, но мне было все равно. Свеча Тони все еще горела. Я знал, что гамма на нуле, но мне было наплевать.

От возбуждения у меня кружилась голова. Еще немного! Я положил руку на рычаг, но как раз в этот момент Тони потянулся, и его колено задело мою руку. Рычаг подпрыгнул на целых десять уровней! Трах! Небольшой самолет содрогнулся во всю длину, а колоссальная потеря скорости отбросила нас с Тони на панель. Казалось, что мы ударились о твердую кирпичную стену! Я мог видеть, что нос самолета был смят. Я посмотрел на махометр и замер! 1,00! Боже, в один миг подумал я, мы на максимуме! Если я не заставлю его сбавить скорость, прежде чем он соскользнет, мы окажемся в убывающем сопротивлении! Слишком поздно! Мах 1,01! 1,02! 1,03! 1,04! 1,06! 1,09! 1,13! 1,18! Я был в отчаянии, но Тони знал, что делать. В мгновение ока он дал задний

ход! Горячий воздух ринулся в выхлопную трубу, он сжат в турбине, вновь прорвался в камеры, расширил компрессор. Топливо начало поступать в баки. Измеритель энтропии качнулся к полному нулю. Мах 1,20! 1,19! 1,18! 1,17! Мы спасены. Он сполз назад, он сместился назад, пока Тони и я молились, чтоб не залип делитель потока. 1,10! 1,08! 1,05! Трах! Мы ударились о другую сторону стены! Мы в ловушке! Не хватает отрицательной тяги, чтоб прорваться назад! В то время как мы съежились от страха перед стеной, хвост маленького самолета развалился и Тони крикнул: «Зажигай ракетные ускорители!» Но они повернули не в ту сторону! Тони протянул руку и подтолкнул их вперед, линии Маха струились с его пальцев. Я поджог их! Удар был ошеломляющим. Мы потеряли сознание.

Когда я пришел в себя, наш маленький самолет, весь искореженный, как раз проходил через нулевой Мах! Я вытаскивал Тони, и мы тяжело упали на землю. Самолет замедлял ход на востоке. Через несколько секунд мы слышали грохот, как будто он ударился о другую стену.

Не было найдено ни единого винта. Тони занялся плетением сетки, а я побрел в МТИ¹.

Литература

- [1] G. A. Crocco, *Sui corpi aerotermodinamici portanti*, Rendiconti della Accademia Nazionale dei Lincei, series 6, **14** (1931), 161–166; *Flying in the Stratosphere*, Aircraft Engineering, **4** (1932), 171–175, 204–209.
- [2] I. Newton, *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica* (London, 1726), Book II, Proposition 50.
- [3] P. S. de Laplace, *Sur la vitesse du son dans l'air et dans l'eau*, Annales de chimie et de physique, series 2, **3** (1816), 238–241.
- [4] E. Mach, and P. Salcher, *Photographische Fixierung der durch Projectile in der Luft eingeleitenden Vorgänge*, Sitzungsberichte der Wien Akademie der Wissenschaften, Abt. II, **95** (1887), 764–780; E. Mach, and L. Mach, *Weitere ballistisch-photographische Versuche*, ibid., Abt. IIa, **98** (1889), 1310–1326;

¹Воспроизведено с разрешения *Aviation Week* и автора, профессора К. Д. Фултона.

- E. Mach, and P. Salcher, *Optische Untersuchung der Luftstrahlen*, ibid., Abt. IIa, **98** (189), 1303–1309.
- [5] A. Töpler, *Beobachtungen nach einer neuen optischen Methode* (Bonn, 1864).
- [6] J. Ackeret, *Luftkräfte auf Flügel, die mit der grösserer als Schallgeschwindigkeit bewegt werden*, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, **16** (1925), 72–74.
- [7] L. Prandtl, *Über Strömungen, deren Geschwindigkeiten mit der Schallgeschwindigkeit vergleichbar sind*, Journal of the Aeronautical Research Institute, Tokyo Imperial University, №65 (1930).
- [8] H. Glauert, *The Effect of Compressibility on the Lift of an Aerofoil*, Proceedings of the Royal Society of London, series A., **118** (1928), 113–119.
- [9] H. S. Tsien, *Two-dimensional Subsonic Flow of Compressible Fluids*, Journal of the Aeronautical Sciences **6** (1939), 399–407; Th. von Kármán, *Compressibility Effects in Aerodynamics*, ibid. **8** (1941), 337–356.
- [10] Th. von Kármán, and N. B. Moore, *Resistance of Slender Bodies Moving with supersonic Velocities, with special Reference to Projectiles*, Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, **54** (1932), 303–310 (APM-54-27).
- [11] A. Busemann, *Infinitesimale kegelige Überschallströmung*, Jahrbuch der deutschen Akademie der Luftfahrtforschung (1942), 455–470.
- [12] B. Rieman, *Über die Fortpflanzung ebener Luftwellen von endlicher Schwingungsweite*, Abhandlungen der Königlichen Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, mathematisch-physikalische Klasse, **8** (1858–59), 43–65; также *Gesammelte Mathematische Werke* (Leipzig, 1876), 145–164.
- [13] W. J. M. Rankine, *On the Thermodynamic Theory of Waves of Finite Longitudinal Disturbance*, Philosophical Transactions of the Royal Society of London, series A, **160** (1870), 277–286; также *Miscellaneous Scientific Papers* (London, 1881), 530–543.
- [14] H. Hugoniot, *Mémoire sur la propagation du mouvement dans les corps et spécialement dans les gazes parfaits*, Journal de l'École Polytechnique, Paris, **57** (1887), 1–97; **59** (1889), 1–125.
- [15] J. Hadamard, *Leçons sur la propagation des ondes et les équations de l'hydrodynamique* (Paris, 1903).
- [16] J. Ackeret, F. Feldmann, and N. Roti, *Untersuchungen an Verdichtungsstößen und Grenzschichten in schnell bewegten Gasen*, Mitteilungen aus dem

Institut für Aerodynamik an der Eidgenössischen Technischen Hochschule in Zürich, №10 (1946).

- [17] H. W. Liepmann, *The Interaction between Boundary Layer and shock Waves in Transonic Flow*, Journal of the Aeronautical Sciences, **13** (1946), 623–637.
- [18] Th. von Kármán, *The Similarity Law of transonic Flow*, Journal of Mathematics and Physics, **16** (1947), 182–190.
- [19] A. Busemann, *Aerodynamische Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit*, Convegno di Scienze Fisiche, Matematiche e Naturali; Tema: Le Alte Velocità in aviazione, Roma, 1935 (Rome, 1936), 315–347.
- [20] R. T. Jones, *Wing Plan Forms for High-Speed Flight*, N.A.C.A. Report №863 (1947).
- [21] J. Ackeret, *Akustische Phänomene bei hohen Fluggeschwindigkeiten*, Neue Zürcher Zeitung, Sept. 18, 1952.
- [22] M. Roy, *A propos du gong sonique*, Comptes rendus de l'Académie des Sciences, Paris, **235** (1952), 756–759.
- [23] G. D. Fulton, *Through the sonic Wall*, Aviation Week, **51** (Dec. 12, 1949), 56.

ГЛАВА V

Устойчивость и аэроупругость

Важнейшими задачами при осуществлении полета человека явились создание легкого двигателя для сообщения движения вперед и эффективных поверхностей крыльев для поддержания, а также обеспечение установившегося полета или *устойчивости самолета*. В этой главе мы рассмотрим последнюю из указанных задач. Прежде чем мы перейдем к этой теме, желательно, по-видимому, пояснить, что мы имеем в виду под словом устойчивость. Что касается летательного аппарата, то нас интересует устойчивость движения, но для лучшего понимания этого понятия, начнем с обсуждения устойчивости равновесия.

Статическая устойчивость

Рассмотрим простой пример твердого тела, подвешенного в окрестности точки выше его центра тяжести подобно маятнику. Если мы отклоним тело на небольшой угол, то момент силы тяжести стремится восстановить его в первоначальном положении. Мы говорим, что равновесие устойчиво. С другой стороны, ясно, что маятник все же находится в состоянии равновесия, если он опрокинут, то есть его центр тяжести находится непосредственно над точкой подвеса. Однако в этом случае равновесие неустойчиво, поскольку результирующий момент от малого отклонения стремится увеличить это отклонение от первоначального положения.

Устойчивость равновесия корабля, плывущего по воде, является важным условием, которое обязательно должно быть выполнено. Мы знаем, что корабль находится в равновесии, если равнодействующая подъемной силы благодаря плавучести проходит через центр тяжести. Если мы отклоним корабль, как показано на рис. 60, то подъемная сила проходит через центр тяжести вытесненной воды B , в то время как сила тяжести проходит через центр тяжести корабля G . Эти две силы создают момент, который стремится восстановить корабль в первоначальном

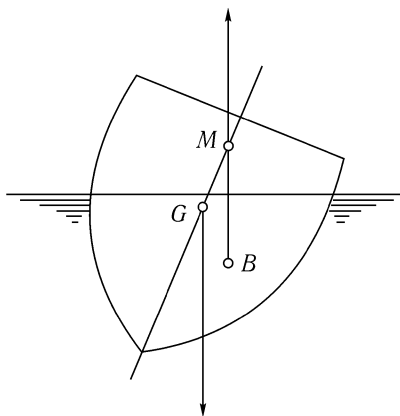


Рис. 60. Поперечное сечение отклоненного корабля.

положении равновесия, при условии, что центр тяжести G расположен ниже точки M , где вертикальная линия через точку B пересекает осевую линию корабля. Точка пересечения M называется *метацентром*. Если центр тяжести находится выше метацентра, то равновесие неустойчиво, а результирующий момент от отклонения стремится увеличить угол наклона до тех пор, пока корабль не опрокинется.

К устойчивости полета исследователи сначала применили того же рода соображения. В те времена реально выполняли расчеты полетов, основываясь только на аэростатике, например, полетов на воздушном шаре; таким образом, первые исследователи не осознавали различия между устойчивостью равновесия и устойчивостью движения. Например, мы находим, как один из энтузиастов полетов предположил в частично научной статье, что устойчивость летящей птицы зависит от формы ее брюшка, во всяком случае ее центр тяжести расположен ниже геометрического метацентра тела. Однако другие исследователи при изучении устойчивости исходили из более разумных принципов: они рассматривали самолет в установившемся полете как систему, на которую действуют сила тяжести и подъемная сила. Сила тяжести действует на центр тяжести самолета, в то время как подъемная сила, созданная плоской поверхностью крыла, действует вблизи точки, расположенной на расстоянии четверти хорды назад от передней кромки.

Очевидное условие равновесия в установившемся полете состоит в том, что моменты подъемных сил, действующих на крыло и хвост, взятые вблизи центра тяжести самолета, должны уравниваться, причем большая сила, создаваемая крылом, уравновешена меньшей силой, создаваемой хвостовой частью, которая имеет большее плечо пары сил. Это является условием равновесного положения. Однако для достижения устойчивости равновесия требуется второе условие, а именно: если равновесие нарушается, то результирующий момент от подъемной силы, действующей на крыло и хвост, должен быть такой, что он стремится восстановить самолет в исходном положении. Если это условие выполняется, то мы говорим, что самолет *статически* устойчив. Пено первым (1871) осознал значение хвостовой части в обеспечении статической устойчивости [1]. В частности, он установил, что стабилизирующий момент может быть создан, если крыло и хвост образуют так называемый *продольный диэдр* таким образом, что хвост установлен под углом атаки меньше, чем угол атаки крыла. Он продемонстрировал свой вывод на примере небольшой модели, снабженной винтом, приводимым в движение резиновыми валиками (рис. 12, стр. 32).

Если поверхность крыла не плоская, а кривая, то задача до некоторой степени усложняется, потому что подъемная сила, как указывалось ранее, имеет две составляющие: одна создается кривизной, другая — углом атаки. Если крыло чечевицеобразного профиля, то первая составляющая действует в средней точке хорды, тогда как вторая составляющая действует в точке передней четверти хорды. Следовательно, точка действия общей подъемной силы, действующей на само крыло, перемещается по мере изменения угла атаки; при нулевом угле атаки она находится в центре хорды; по мере увеличения угла атаки она перемещается вперед. Это явление было известно уже первым исследователям. Им нравилось выражать условие устойчивости в виде, знакомом кораблестроителям как обобщение понятия метacentра.

Для поддержания статической устойчивости самолета, хвостовое оперение не является абсолютно необходимым условием. Идея бесхвостого самолета привлекательна, поскольку хвост означает дополнительный вес и сопротивление. Первая конструкция бесхвостого самолета относится к 1910 году, когда в Англии Дж. У. Данн предложил и построил один из таких самолетов. Недавно выдающийся американский конструктор самолетов Джон К. Нортроп заинтересовался созданием больших самолетов с бесхвостой конструкцией, которые он назвал «ле-

тающие крылья». Мы с У. Р. Сирсом помогли ему в изучении аэродинамических требований устойчивости без использования хвостовой части. По-видимому, крылу следует придать значительную степень стреловидности и скрученности, так чтобы угол атаки на концах был меньше, чем ближе к центру. Концы закрученного крыла более или менее служат заменой хвоста. Это применение стреловидности для обеспечения статической устойчивости крыла совершенно отличается от ее использования для задержки околосвуковых трудностей, описанных в главе IV.

Динамическая устойчивость

Полная задача обеспечения устойчивости самолета намного сложнее, чем могут свидетельствовать предшествующие замечания, поэтому проблема состоит в обеспечении не только статической устойчивости, но и более сложной — *динамической устойчивости*. Разницу между динамической и статической устойчивостью лучше продемонстрировать на примере. Волчок в состоянии покоя в вертикальном положении очевидно статически неустойчив, но если он вращается, то ему, несомненно, присуще что-то вроде устойчивости. Еще один пример динамической устойчивости, известный каждому, — велосипед. Как нам следует охарактеризовать этот вид устойчивости? Допустим, что установившееся движение тела, такое, как равномерное вращение или прямолинейное равномерное поступательное движение, несколько нарушено. Мы называем тело динамически устойчивым, если его последующее движение остается в определенной окрестности исходного невозмущенного движения. Например, если отклонить ось вращающегося волчка, то гироскопическая сила стабилизирует движение, так что верхний конец волчка описывает небольшой круг или систему циклоид в окрестности своего исходного положения. Динамически устойчивое тело не обязательно возвращается в свое исходное состояние движения. Но отклонение от первоначального движения обязательно остается малым при условии, что исходное возмущение было малым. Очевидно, без вращения волчок упал бы таким образом, что его верхний конец непрерывно и быстро удалялся бы от своего первоначального положения.

Математическую теорию динамической устойчивости впервые сформулировал английский математик Эдвард Дж. Раус в книге, опубликованной в 1877 году [2]. К устойчивости самолетов эту теорию впер-

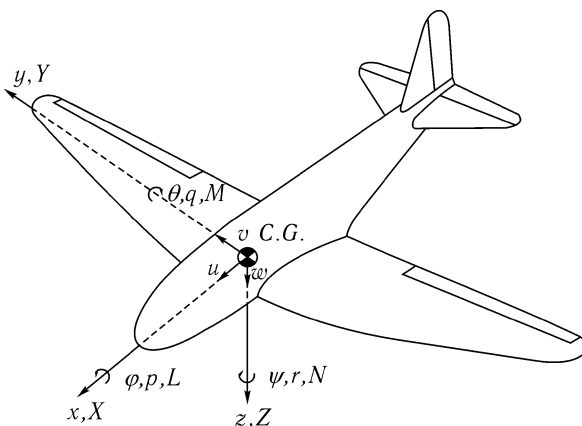


Рис. 61. Общепринятые обозначения для обсуждения устойчивости самолета.

вые применили Брайан и Уильямс в 1904 году [3]. В том же году генерал Крокко, тогда молодой лейтенант, опубликовал статью [4] по устойчивости дирижаблей. В этой статье он пришел к важному выводу о том, что горизонтальный полет дирижабля может быть динамически устойчив, если корабль статически неустойчив. Другими словами, возможно, что модель дирижабля, помещенная в аэродинамическую трубу, может показать неустойчивый момент, стремящийся увеличить исходное угловое отклонение, и что, тем не менее, если учесть все аэродинамические силы, возникающие в полете, дирижабль может быть динамически устойчив. Практическое значение этого вывода заключается в том, что размер хвостовых поверхностей, необходимых для устойчивого полета, значительно меньше, чем этого требует статическая устойчивость.

Вернемся к общей задаче устойчивости самолета. Мы рассматриваем самолет как твердое тело с шестью степенями свободы: три составляющих линейного перемещения и три составляющих углового смещения. В последней части этой главы мы рассмотрим самолет как упругую систему, учитывая деформацию его крыльев и поверхностей управления, но здесь представим его твердым телом. Мы используем систему координат, начало которой совпадает с центром тяжести самолета (рис. 61). Оси x и z лежат в симметричной плоскости, а ось y перпендикулярна

ей. Ось x находится в направлении полета; высокие авторитеты иногда решают использовать ось z для измерения положительного направления вниз, хотя я предпочел бы положительным считать направление вверх. Составляющие скорости центра тяжести в направлениях осей координат обозначены u , v и w . Мы называем v *боковым скольжением*, а w *снижением*, хотя последнее может и не быть общепринятым выражением. Составляющие углового смещения относительно осей координат обозначены φ , θ и ψ ; они называются *креном*, *тангажем* и *рысканием*, соответственно. Положительное направление любого углового смещения определяется правилом: оно происходит по часовой стрелке, если смотреть в положительном направлении осей вращения. Соответствующими угловыми скоростями являются: угловая скорость крена p ; угловая скорость тангажа q ; угловая скорость рыскания r . Пусть L , M и N — линейные силы, действующие в направлениях осей координат, они соответственно называются *моментами крена*, *тангажа* и *рыскания*. Элементы (поверхности) управления, используемые для создания этих моментов, — это *элероны* для крена, *рули высоты* для тангажа и *рули направления* для рыскания. В первых самолетах вместо элеронов применялось искривление¹ поверхностей крыла. *Интерцептор*, обычно нечто вроде закрылка, установленного на верхней поверхности крыла или выходящего из паза в крыле, «портит» циркуляцию и, следовательно, подъемную силу. Интерцепторы, попеременно применяемые к двум полукрыльям (консолям крыла), могут заменить элероны. Иногда элероны и рули высоты соединены между собой, особенно в бесхвостых самолетах. Их соединение называется *элевоном*, термин созданный в корпорации Northrop Aircraft Inc. Элевоны функционируют как руль высоты при движении в одном направлении и как элероны при движении в противоположном направлении.

Теперь вопрос заключается в том, как обращаться с этими выделенными движениями. Сложности возникают потому, что эти шесть степеней свободы не являются независимыми; некоторые движения связаны. Предположим, например, что движение снижения первоначально задается самолету в установившемся горизонтальном полете. Тогда скорость воздуха относительно самолета становится наклонной, т. е. угол атаки изменяется. Изменение угла атаки создает момент тангажа, который устанавливает движение тангажа. При этом между сни-

¹От франц. *gauchissement*. — Прим. перев.

жением и тангажем имеется взаимодействие. Мы называем движение, в котором каждая точка самолета движется в плоскости, параллельной плоскости симметрии, *продольным движением*, а соответствующую устойчивость — *продольной устойчивостью*. Продольное движение объединяет движение центра тяжести в плоскости симметрии с изменением угла тангажа самолета вокруг центра тяжести. Благодаря симметрии в геометрии самолета, задачу продольной устойчивости можно отделить от задачи боковой устойчивости, которая включает движения крена, рыскания и бокового скольжения.

Продольная устойчивость

Как уже говорилось, статическая устойчивость обычного самолета поддерживается его хвостовой частью. Хотя статическая устойчивость связана только с устойчивостью равновесия, тем не менее она играет важную роль, поскольку можно доказать (что касается продольной устойчивости): практически все динамически устойчивые самолеты являются статически устойчивыми.

Анализ движения устойчивых самолетов показывает два различных вида продольного движения; один из них — медленное движение длинного периода, а другой — быстрое движение намного более короткого периода. Первый включает отклонения от прямой траектории центра тяжести; скорость центра тяжести увеличивается, пока самолет пикирует, и уменьшается, пока он набирает высоту. Угол крыла относительно траектории сохраняется почти постоянным. Этот тип движения впервые описал Жуковский в 1891 году [5], и позже независимо Ланчестер [6], обоих я уже упоминал в связи с теорией подъемной силы. На вклад Жуковского совершенно не обратили внимания, и это явление обычно известно как *фугоидное*¹ движение Ланчестера. Мое знание греческого подсказывает «*phugoid*», но я не вполне уверен в термине. В любом случае это странное слово, по-видимому, появилось в результате ошибочного его истолкования Ланчестером. Греческое слово *φευγειν* буквально означает «летать» в смысле исчезать перед лицом опасности, но не летать как птица. Различные траектории фугоидного движения воспроизведены на рис. 62. В соответствии со значением параметра A траектория становится горизонтальной линией, волнистой линией или

¹От греч. *phugoid*. — Прим. ред.

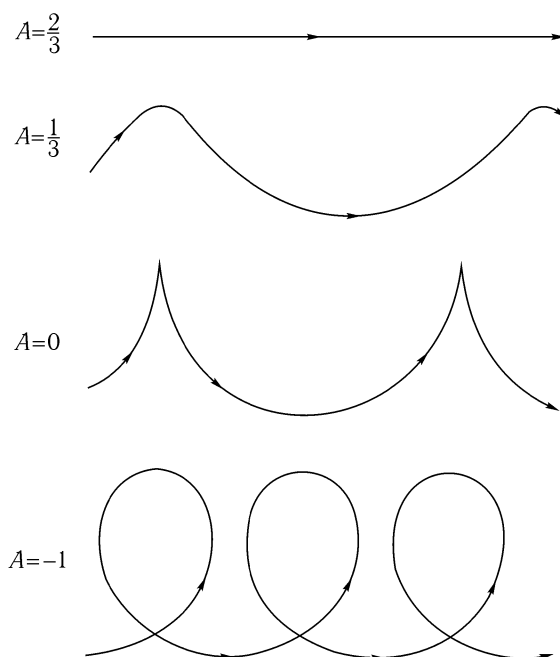


Рис. 62. Типичные траектории фугоидного движения.

рядом петель. Частный случай $A = 0$ представляет волнистую линию с точками заострения, которая возможна только для самолета с исчезающим моментом инерции, потому что самолету необходимо моментально поворачиваться на 180° в точке возврата. Хотя фугоидное движение является идеализированным типом движения, оно все же дает достаточно верную картину движений, где угол между крылом и траекторией остается постоянным. Общее движение можно представлять как колебание тангажа короткого периода, наложенное на фугоидное колебание. Действительно, в современных самолетах мы не часто замечаем эти фугоидные колебания; их период такой длинный, что они или исправляются летчиком или становятся незаметными из-за порывов ветра в возмущенном воздухе.

Даже если мы летаем в любую погоду, как это делают современные самолеты, все же не часто замечаем что-либо похожее на фугоид-

ное движение. Что мы иногда замечаем, так это короткопериодические колебания. Колебания тангажа короткого периода обычно очень быстро затухают, потому что хвост обеспечивает не только статическую устойчивость, но также затухание в тангаже. Недостаточное затухание неприятно для пассажира и значительно затрудняет работу летчика-стрелка на военных самолетах.

Трудности возникают, когда самолет летит в околосвуковом диапазоне или при высоких углах атаки. В главе IV я уже говорил об околосвуковых помехах, вызванных внезапными изменениями в моменте тангажа и тому подобном. Одна из трудностей, возникающих при высоких углах атаки, — так называемый *бафтинг*, обычно вызываемый некоторым отрывом вихрей, которое может возникать, например, на стыке крыла и фюзеляжа. Может произойти отрыв потока, потому что стык образует нечто вроде диффузора — трубы увеличивающегося поперечного сечения. Поскольку отрыв часто происходит через определенные промежутки времени благодаря отделению вихрей, то он может вызвать досадные колебания. Помеху можно исправить с помощью гладкого устройства между крылом и фюзеляжем, называемого *обтекателем*. Это устройство было создано в Калифорнийском технологическом институте [7] и впервые использовано на самолете компании «Альфа Нортроп» (Northrop Alpha).

Это типичный пример разработки, созданной в аэродинамической трубе и успешно примененной на практике. Я работал над этой проблемой вместе с Кларком Миллиkenом и Артуром Клейном. В 1932 году я прочитал лекцию в Париже по современным проблемам аэродинамики и отметил обтекатель на стыке крыла-фюзеляжа в качестве эффективного средства предотвращения бафтинга. Оказалось, что в то же самое время французские конструкторы занимались той же проблемой, какой и мы в Соединенных Штатах. Один из известных конструкторов позже мне рассказал, что после моей лекции он сразу же попытался установить обтекатель на своей новой опытной модели и добился успеха. Так, во Франции обтекатель связали с моим именем и назвали «карманом». Французы говорят, что у самолета есть «большой карман» или «малый карман». Я узнал об этом через много лет во время поездки во Францию; люди, имеющие отношение к авиации, услышав мое имя, спрашивали: «Человек с обтекателем?» Изобретение обтекателя на стыке крыла-фюзеляжа в действительности было совместной работой нашей команды в Калифорнийском технологическом институте.

Боковая устойчивость

Несколько слов о других движениях — боковом скольжении, крене и рыскании — по порядку. Эти движения взаимосвязаны между собой. Например, если самолету, первоначально находящемуся в установившемся, прямом полете, задать движение рыскания так, чтобы левое крыло двигалось вперед, а правое крыло — назад, то относительная скорость воздуха увеличивается на левом крыле и уменьшается на правом. Это приводит к увеличению подъемной силы на левом крыле и уменьшению подъемной силы на правом, создавая таким образом момент крена самолета. С другой стороны, если самолету задать движение крена, то будет создан момент рыскания, который стремится перемещать опускающееся крыло вперед. В этом отношении движения крена и рыскания связаны между собой. Между движениями существуют также другие виды взаимодействия, так что их следует рассмотреть вместе под термином *боковая устойчивость*.

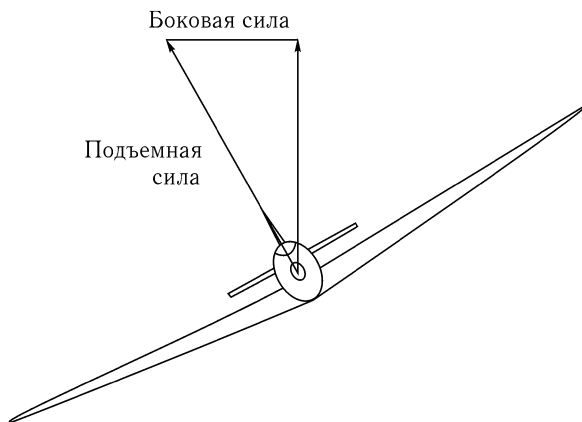


Рис. 63. Создание боковой силы на самолет при крене.

Вертикальное оперение обеспечивает статическую устойчивость в рыскании, также называемую *путевой устойчивостью*. Без наличия такой поверхности где-либо, или на крыле или в хвостовой части, очень трудно получить достаточную путевую устойчивость. В крене не существует статической устойчивости, потому что здесь нет момента крена,

чтобы выпрямить кренящийся самолет. Дело в том, что горизонтальная составляющая наклонной подъемной силы представляет боковую силу, так что самолет испытывает боковое скольжение (рис. 63). Это взаимодействие бокового скольжения и крена дает возможность достичь динамической устойчивости в крене. Она достигается приданием двум половинам крыла плоской формы V , называемой *поперечный диэдр*. Поперечный диэдр и создает момент крена, который стремится восстановить самолет в его нормальном положении полета. Это явление было известно первым исследователям, например сэру Джорджу Кейли. Функцию поперечного диэдра можно объяснить следующим образом. Рассмотрим для простоты крыло прямоугольной формы без стреловидности. На рис. 64 A — точка на передней кромке правого крыла, AB и BC — составляющие скорости соответственно в направлениях x и y , а плоскость ADE является плоскостью хорды правого крыла. Если нет бокового скольжения, то C совпадает с B , и угол DAB является углом атаки. При наличии бокового скольжения BC угол атаки представлен углом EAC , который больше первоначального угла DAB . Противоположное справедливо для точек на левом крыле. Поэтому крыло приобретает большую подъемную силу со стороны, по направлению к которой оно скользит, и теряет подъемную силу с противоположной стороны, создавая таким образом момент крена для восстановления крыла в исходном положении. Подобный же эффект возникает вследствие стреловидности крыла, но момент крена, возникающий вследствие стреловидности, пропорционален не только стреловидности, но также углу атаки, тогда как момент крена, возникающий из-за поперечного диэдра, пропорционален двугранному углу и не зависит от угла атаки.

Итак, боковая устойчивость самолета достигается компромиссом между требованиями статической путевой устойчивости благодаря вертикальному оперению и динамической устойчивости благодаря поперечному диэдру. Если поперечное влияние слишком сильное, то самолет во время выража слишком кренится назад, так что он скользит на крыло в другом направлении и снова переходит за положение балансировки, таким образом испытывая движение, названное «голландским шагом». (Возможно название произошло из-за сходства с конькобежным шагом, который иногда демонстрировали голландцы.) Этот тип движения не является действительной неустойчивостью, но неприятен и нежелателен. Такое движение действительно пагубно для военных

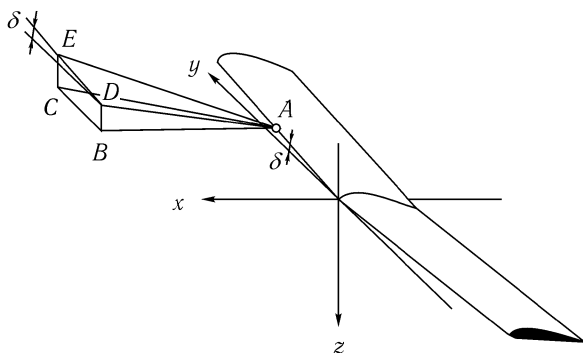


Рис. 64. Объяснение функции поперечного диэдра, если происходит боковое скольжение. Угол δ — двугранный угол.

самолетов, когда необходима точная стрельба. Конструктору самолета обычно стыдно, если его самолет танцует таким образом. Другая крайность, которая встречается, если ненормально увеличена путевая устойчивость, действительная неустойчивость. Например, если самолет получает малое первоначальное рыскание вправо, то за ним следует крен вправо. Этот крен вызывает дополнительное рыскание, за которым следует еще крен, и процесс продолжается. Движение начинается как мягкая спираль, которая, будучи предоставлена сама себе, становится все круче и круче. По этой причине движение называется *спиральной неустойчивостью*. К сожалению, движение развивается так постепенно, что летчик часто не осознает, что его самолет отклоняется от прямого полета. В воздухе довольно трудно узнать, является ли траектория полета прямой или это окружности с большим радиусом, без обращения к земле или к какому-либо другому постоянному направлению, которое может быть задано звездами или гироскопическим прибором; увеличение результирующей силы тяжести из-за центробежной силы в случае полета в большой окружности так мало, что летчик не может ее почувствовать. Многие самолеты обладают определенной степенью спиральной неустойчивости. Если неустойчивость достаточно слабая, то обычно ее исправляет летчик; следует избегать только чрезмерной неустойчивости. Теоретически говоря, большинство самолетов не являются полностью динамически устойчивыми. Другими словами, ими нельзя бесконечно управлять в «автоматическом режиме».

Для того чтобы быть точнее в утверждениях об устойчивости самолета, необходимо ввести две стороны этой темы, ранее не упоминавшиеся. Во-первых, влияние начального возмущения в основном зависит от того, отклоняются или нет поверхности управления во время последующего движения. Очевидно, что следует предположить две крайние возможности, а именно, органы управления постоянно находятся в исходном положении и они полностью свободны для движения на своих петлях. Первое предположение очень близко соответствует примеру самолета с поверхностями управления, имеющими силовой привод, которые обычно необратимы в том смысле, что аэродинамические силы не могут заставить их отклониться против механизма управления. Второй ограничивающий случай — органы управления свободны — является отчасти идеализированным представлением самолета с ручным режимом управления, когда пилот позволяет самолету лететь в «автоматическом режиме». Степень устойчивости этих крайних примеров может быть различной, настолько, что, очевидно, желаемые цели по устойчивости как при постоянных, так и при свободных органах управления иногда могут быть очень трудно достижимыми.

Вторая сторона проблемы устойчивости, которая ранее не рассматривалась, — это влияние двигательной установки. Необходимо рассмотреть устойчивость как с работающим двигателем, так и с неработающим двигателем. Разница возникает в основном благодаря двум факторам: один из них — непосредственное влияние тяги на равновесие и движение самолета; второй — изменение аэродинамических сил, действующих на крыло и хвостовое оперение вследствие течения, вызванного двигательной установкой. Последний фактор, как правило, более значим в самолетах, приводимых в движение воздушными винтами, по сравнению с самолетами с реактивными двигателями; он называется влиянием спутной струи от воздушного винта. Даже в реактивных самолетах большинство конструкторов размещают хвостовые поверхности довольно высоко над реактивной струей, чтобы избежать взаимных вредных воздействий.

Боковые движения выше срыва потока

Обсуждаемая нами до этого устойчивость и неустойчивость связана с крылом, работающим ниже критического угла атаки. В этом диапазоне подъемная сила увеличивается с увеличением угла атаки.

Если угол атаки превышает критический угол срыва, как описано в главе II, то с увеличением угла атаки подъемная сила уменьшается. Это делает возможным явление известное как *авторотация*.

Рассмотрим крыло с угловой скоростью крена, наложенной на линейную скорость полета. Относительный воздушный поток имеет больший угол наклона для крыла, движущегося вниз, и меньший для крыла, движущегося вверх. Ниже срыва подъемная сила в основном пропорциональна углу атаки, так что подъемная сила на крыле, движущемся вниз, увеличивается, тогда как на крыле, движущемся вверх, она уменьшается. Результатом является момент крена, который ослабляет движение крена. Действительно выше срыва больший угол создает меньшую подъемную силу, так что устанавливается момент крена, который ускоряет первоначальный крен вместо его замедления. Результирующее устоявшееся вращение известно как авторотация крыла.

Срыв обычно не происходит одновременно на всех сечениях вдоль размаха. Если срыв происходит сначала в центральной части, тогда как концы остаются досрываемыми, то демпфирования, внесенного концами, обычно достаточно для противостояния отрицательному демпфированию, возникшему благодаря центральной части. Более того, в таком случае элероны все еще сохраняют свою эффективность. С другой стороны, если срыв происходит на концах прежде, чем на центральной части, то демпфирование в крене исчезает, и элероны также теряют свою эффективность. Если такой срыв происходит близко от земли, то спасение может стать почти невозможным, и может случиться серьезная авария. Конструктор должен избегать срыва на концах, уменьшив угол атаки концевой части или применив разумную вариацию аэродинамических профилей вдоль размаха. Концевой срыв предварительно корректируют у крыльев с высоким сужением и, особенно, у крыльев с большой стреловидностью. Для таких крыльев на части, близкой к концам, часто необходимо предусмотреть устройства для увеличения подъемной силы, такие как пазы на передней кромке.

Движение самолета, вызванное авторотацией крыла, известно как *штопор*. Самолет снижается по спиральной траектории, хотя он непрерывно кренится и рыскает. Лучший способ выхода из штопора — это уменьшение угла атаки; затем самолет входит в нормальное пикирование. Однако во многих случаях распределение масс в самолете таково, что гироскопический момент стремится увеличить угол атаки. Поэтому для выхода из штопора необходима очень большая управляющая сила.

Элероны почти всегда бесполезны, а руль высоты часто теряет свою эффективность; следовательно, руль поворота часто является единственной поверхностью управления, которая остается в действии. Поэтому желательно сконструировать хвостовые поверхности таким образом, чтобы руль поворота не был защищен горизонтальным оперением во время штопора. Действительно, штопор не является неустойчивостью и не всегда опасен; несомненно некоторым летчикам нравится вращаться в штопоре. Не все самолеты могут вращаться в штопоре. Это зависит от характеристик потери скорости и распределения масс.

Однажды я встретил известную английскую летчицу Эми Джонсон на так называемом *вечере*, устроенном Королевским обществом по авионавтике, где проблеме штопора обсуждали английские и американские инженеры и ученые.

Она подошла ко мне и спросила: «Вы можете сказать в нескольких словах, что вызывает штопор и каков его механизм?»

«Юная леди, — ответил я, — штопор как любовный роман: вы не замечаете как входите в него, а выйти из него очень трудно!»

Аэроупругость

В обсуждаемой ранее теории мы предполагали, что конструкция самолета остается жесткой. Это предположение оправдано при условии, что жесткость конструкции значительна, а скорость полета малая, но влияниями деформации конструкции нельзя постоянно пренебрегать, особенно на высоких скоростях. Эти влияния обозначают термином *аэроупругость*. Аэроупругость имеет отношение к взаимному влиянию аэродинамических сил и упругих деформаций.

Рассмотрим крыло самолета как балку. Балка имеет так называемую упругую ось; если на эту ось действует подъемная сила, то в результате появляется простой изгиб без сопутствующего ему кручения. Но если подъемная сила действует в передней части упругой оси, то в результате деформации появляются изгиб и кручение, последнее стремится увеличить угол атаки. Это, в свою очередь, увеличивает подъемную силу, и, следовательно, кручение. Конечно, упругость крыла сопротивляется этой деформации. Однако поскольку аэродинамическая сила увеличивается приблизительно с квадратом скорости полета, тогда как упругость независима от скорости, то теоретически должна существовать критическая скорость, при которой оба воздействия рав-

ны, и выше которой наступает упругая неустойчивость. Эта скорость называется *скоростью расхождения*. В реальном полете она встречается редко; в жизни я наблюдал ее лишь однажды — это был очень печальный опыт. В 1922 году планер под названием *Weltensegler* («Мировой парусник») участвовал в соревнованиях по планированию в горах Роны. Его построила группа честолюбивых студентов, у которых явно недоставало знаний в области упругости и аэродинамики: относительное удлинение было больше двадцати. Сначала планерист успешно плыл в восходящем потоке. Однако когда он вышел из области восходящего потока, он вошел в пикирование с возрастающей скоростью. Мы наблюдали с вершины горы, как крыло планера медленно отламывалось.

Еще одной неприятностью, связанной с упругой деформацией, является *реверс рычагов управления*. Рассмотрим, например, обычный элерон. Если конструкция крыла жесткая, то отклонение элерона вниз создает увеличение подъемной силы, и, следовательно, момент крена, который стремится поднять конец крыла. Но если конструкция крыла гибкая, то кручение крыла, вызванное отклонением элерона, уменьшает угол атаки конца крыла и, в связи с этим, уменьшает подъемную силу, действующую на концевой профиль, и момент крена. Таким образом, фактический момент крена может быть существенно меньше по сравнению с создаваемым тем же отклонением элерона на жестком крыле. Другими словами, элерон теряет часть своей эффективности. Поскольку это влияние возрастает со скоростью полета, то существует критическая скорость, при которой элерон полностью бесполезен, а при еще более высоких скоростях действие элерона окажется обратным.

Если учитывать упругие эффекты, то теория крыла становится сложнее, чем она представляется из главы II. Для жесткого крыла эффективный угол атаки относительного воздушного потока при любом поперечном сечении, который определяет подъемную силу и сопротивление сечения, получен как результат объединения скорости полета и индуктивного скоса потока. Для упругого крыла величина и направление относительного воздушного потока зависят также от упругой деформации, на которую в свою очередь влияет то же распределение подъемной силы. Это мы пытаемся рассчитать. Сирс предложил приближенный метод расчета такого взаимного действия [8]. Аэроупругие эффекты важны для всех высокоскоростных самолетов. Если относительное удлинение большое, то кручение крыла значительно. Для са-

полетов с малым относительным удлинением мы встречаем некоторые другие виды аэроупругих деформаций, такие как распределение изгиба на хорде.

Наконец, нам следует рассмотреть совместное влияние упругих и инерционных сил. Один следующий простой пример. Предположим, что стреловидное упругое крыло выполняет снижение. Увеличение наклона благодаря снижению стремится изогнуть концы крыла вверх. Но поскольку снижение замедляется возросшей подъемной силой, то силы инерции стремятся изогнуть концы вниз. В этом примере видна существенная разница между реальным полетом и его моделированием в аэродинамической трубе: в аэродинамической трубе движение модели обычно ограничено, так что силы упругости моделируют, но без компенсирующих их сил инерции.

Наиболее важный пример взаимодействия аэродинамических, упругих и инерционных сил называется *флаттером*. Кратко опишу здесь простейший случай. Рассмотрим крыло, с установленной шарнирно закрепленной поверхностью управления, и предположим, что крыло выполняет изгибное колебание в воздушном потоке. Частота этого колебания в основном равна упругой частоте крыла; на нее отчасти влияет скорость полета, но это воздействие невелико. Для простоты предположим, что поверхность управления полностью свободна. Поскольку ее омывает воздушный поток, то она становится эффективно жесткой, также как флюгер; она имеет явную упругость. Эта явная упругость определяет частоту колебания поверхности управления; ее частота, несомненно, увеличивается со скоростью воздушного потока. Если ее частота совпадает с частотой изгибных колебаний крыла, то можно наблюдать большое увеличение амплитуды колебаний.

В этом простом случае флаттер имеет характер резонанса. Возможно, простейшим примером резонанса является маятник, точка опоры которого продолжает совершать колебательное движение с частотой, равной частоте маятника. Легко доказать экспериментально, что в этом случае маятник будет испытывать значительные колебания. Явление резонанса ловко используют люди, предсказывающие с помощью маятника скрытые процессы. Например, они предсказывают существование воды или руды под землей. Они настраивают маятник на частоту своего пульса, так что малейшее движение руки заставляет маятник колебаться со значительной амплитудой. Наш простой случай с флаттером основан на подобном же принципе.

Будучи упругим, крыло всегда слегка колеблется, так что шарнир поверхности управления периодически движется, даже если это не видно невооруженным глазом. Это движение не является нежелательным, за исключением случая, когда частота поверхности управления становится равной частоте крыла. В этом случае возникает резонанс и как крыло, так и поверхность управления развивают значительные амплитуды колебаний. Читателю может быть интересно, что является источником относительно большой кинетической энергии этого сильного колебания. Это правда, что относительный воздушный поток стремится ослабить изгибные колебания крыла, но колебания поверхности управления берут энергию из воздушного потока и возбуждают колебания крыла вместо того, чтобы гасить их. Этот пример отчасти упрощен, но он хорошо служит для демонстрации того, как при определенной скорости или определенном диапазоне скоростей могут существовать *самовозбуждающиеся колебания*. Реальные явления флаттера намного сложнее; например, резонансы возможны между любыми сочетаниями изгибных и крутильных колебаний крыла и многими видами колебаний поверхности управления. Флаттер является важной и трудной проблемой аэроупругости; многие авиационные инженеры специализируются по ней. В каждой крупной авиакомпании есть подразделение, специально занимающееся проблемой флаттера.

Несколько лет назад, когда скорость 450–500 миль в час все еще оставалась высокой, президенту одной авиакомпании в Калифорнии позвонили из Райт Филд (Wright Field) и сообщили, что модель самолета столкнулась с серьезным флаттером на скорости 450 миль в час.

Президент вызвал вице-президента компании, отвечающего за техническое обеспечение самолетов, и сказал: «Какой позор! У нас работают лучшие математики, флаттером занимается целый отдел, и все же генерал Х звонит мне из Райт Филда и сообщает, что на скорости 450 миль в час у нас появляется флаттер!»

Поэтому вице-президент пошел к руководителю группы исследования флаттера и сказал: «Нам позвонили из Райт Филда и сообщили, что у нашего нового самолета флаттер возникает на скорости 450 миль в час!» На что инженер ответил: «Не может быть! Я рад это слышать. В своем отчете я прогнозировал флаттер на скорости 445 миль в час!»

Наука аэроупругости, включая теорию флаттера, находится сейчас в процессе бурного развития. Оно особенно необходимо, потому что большие силы, действующие на части самолета при высокоскоростном

полете, требуют от конструктора все более и более точного анализа упругих деформаций конструкции самолета. Хотя математика задачи стала сложнее, развитие новых вычислительных устройств позволяет инженеру получить решение сложных систем уравнений в значительно более короткий промежуток времени, чем раньше, и с повышенной точностью. В авиационном проектировании и строительстве находят широкое применение не только такие вычислительные устройства, но некоторые авиационные инженерные организации стараются изо всех сил улучшать и создавать новые вычислительные машины.

Литература

- [1] A. Penaud, *Aéroplane automoteur*, L'Aéronaute, **5** (1872), 2–9. Частично перепечатана в книге F. W. Lanchester, *Aerodnetics* (London, 1908) Appendix I.
- [2] E. J. Routh, *A Treatise on the Stability of a Given State of Motion, Particularly Steady Motion* (London, 1877).
- [3] G. H. Bryan, and W. E. Williams, *The Longitudinal Stability of Aerial Gliders*, Proceedings of the Royal Society of London, series A, **73** (1904), 100–116; G. H. Bryan, *Stability in Aviation* (London, 1911).
- [4] G. A. Crocco, *Sur la stabilité des dirigeables*, Comptes rendus de l'Académie des Sciences, Paris, **139** (1904), 1195–1198; *Sulla stabilità dei dirigibili*, Rendiconti della Reale Accademia dei Lincei, classe di scienze fisiche, matematiche e naturali, **13** (1904), 427–432.
- [5] Н. Е. Жуковский, *О парении птиц*, Собр. соч., т. IV: Аэродинамика. М.-Л.: 1949, стр. 5–34. Сообщено 3/XI и 29/XII 1891 года Московскому математическому обществу и впервые опубликовано в трудах отделения физических наук Общества любителей естествознания, т. IV, вып. 2, 1891, стр. 29–43.
- [6] F. W. Lanchester, *Aerodnetics* (London, 1908).
- [7] Th. von Kármán, *Quelques problèmes actuels de l'aérodynamique*, Journées techniques internationales de l'aéronautique (1932), 1–26 (Paris, 1933); A. L. Klein, *Effect on Fillets on Wing-Fuselage Interference*, Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, **56** (1934), 1–7 (AER-56-1).
- [8] W. R. Sears, *A New Treatment of the Lifting-Line Wing Theory, with Application to Rigid and Elastic Wings*, Quarterly of Applied Mathematics, **6** (1948), 239–255; S. I. Pai, and W. R. Sears, *Aeroelastic Properties of Swept Wings*, Journal of the Aeronautical Sciences, **16** (1949), 105–115.

ГЛАВА VI

От воздушного винта к космической ракете

Сильное желание человечества летать явилось силой, которая заставила изобретателей и ученых разобраться, как летать. Еще одно психологическое стремление, даже еще более общее и древнее, чем желание летать, но наиболее очевидное в истории полета за последние пятьдесят лет, — это страстное стремление человечества к скорости. Мы часто слышим о новых рекордах скорости, но редко слышим, чтобы кто-то задавал вопрос: почему необходимо так быстро передвигаться? Кто знает, не будет ли мир счастливее без больших скоростей, на которых мы сейчас перемещаемся? Но, по-видимому, эта жажда больших скоростей заложена в человеческой природе. Несмотря на то, что на это желание большой скорости в некоторой степени могут повлиять экономические факторы, основной стимулирующий фактор — по-видимому, психологический, — возможно, просто любовь к постановке новых рекордов. Молодые студенты с атлетическими способностями могут иметь блестящие научные умы и все же верить, что прыгнуть на два дюйма выше, чем другие — важный вклад в достижения человечества!

Какова цена скорости?

Прежде чем перейти к теме этой главы, а именно, истории наших знаний о воздушных двигателях, мне бы хотелось рассказать об исследовании, которое я провел несколько лет назад, отчасти забавы ради, отчасти из-за научного интереса [1]. Вместе с Джузеппе Габриелли, известным конструктором самолетов и директором авиационных заводов «Фиат», я провел нечто вроде фактического, не теоретического, обзора существующих средств передвижения, включая наземные, водные и подводные, а также воздушные, с точки зрения того, какой мощностью они располагают на единицу веса. Исследование называлось «Какова цена скорости?». Для сравнения мы построили графики удельной мощности как функции максимальной скорости транспортного средства,

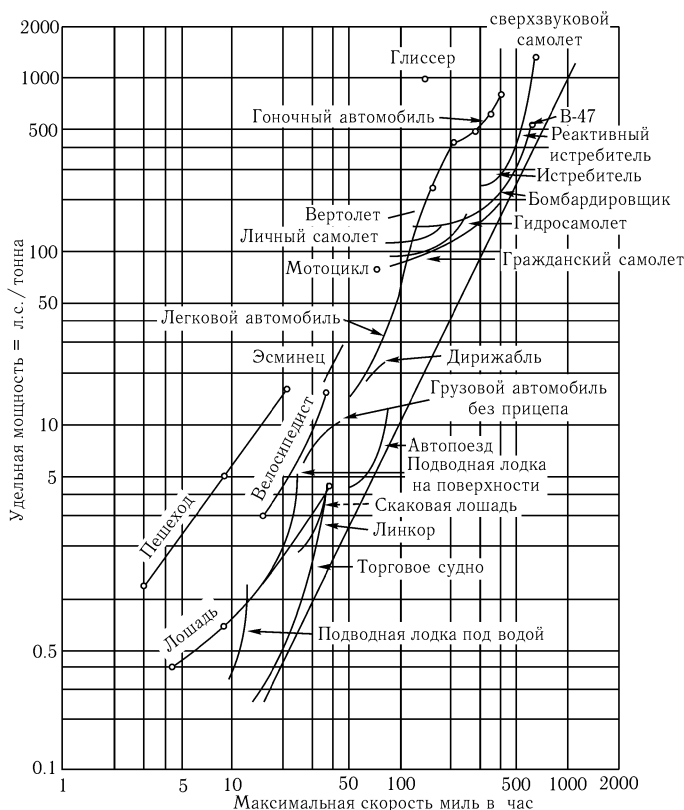


Рис. 65. Удельная мощность, определенная как отношение максимально располагаемой мощности к массе брутто транспортного средства, построенная как график функции ее максимальной скорости. (Из обзора Дж. Габриелли и Т. фон Кармана в *Mechanical Engineering*, **72** [1950], 776, с разрешения Американского общества инженеров-механиков.)

при этом она была определена как соотношение максимально располагаемой мощности к массе брутто транспортного средства. Мы нашли нечто вроде ограничительной линии, прямой линии на графике с логарифмическим масштабом, такой, что все известные в настоящее время одиночные транспортные средства оказались с левой стороны.

(В качестве «транспортных средств» мы включили также пешехода, лошадь и велосипедиста, но не стали включать рыбу или птицу.) Если какая-либо точка находится высоко над прямой линией, это означает, что это средство не так экономично, как могло бы быть при той же максимальной скорости. Например, мы видим, как экономичны торговые суда, до тех пор пока они не развивают определенную скорость, — в этой точке удельная мощность внезапно возрастает. Представленные на графике данные являются не средними, а оптимальными значениями; следовательно, мощность, обозначенная каждой кривой, представляет минимальное значение, необходимое для данного вида транспортного средства. Пешеход, лошадь и велосипедист оценены на основании некоторых научных расчетов. У меня нет объяснения, почему скаковая лошадь, скорость которой примерно 40 миль в час, имеет точно такую же удельную мощность, что и хороший линкор.

У диаграммы есть еще одна интересная особенность. Если удельная мощность пропорциональна скорости, то общая работа, необходимая для перевозки на заданное расстояние, одинакова. Это условие соответствует прямым с наклоном 45° на графике с логарифмическим масштабом. Поэтому можно сказать, что любое транспортное средство функционирует оптимально, если кривая имеет наклон 45° . Если наклон меньше 45° , то функционирование транспортного средства улучшается с увеличением его скорости. Если наклон больше 45° , то это показатель того, что транспортное средство превысило свои оптимальные характеристики. Например, если мы возьмем кривую для гражданских самолетов, то увидим, что между 200 и 300 милями в час наклон составляет примерно 45° или немного меньше. И действительно, это правда, что более скоростные «Констеллейшн» (Constellation) намного экономичнее более медленных DC-3, если экономичность измеряется в лошадиных силах-часах, необходимых для перевозки груза на заданное расстояние.

Кривая реактивных истребителей имеет более крутой наклон; конечно, их нельзя назвать экономичными. Существуют две причины использования менее экономичных транспортных средств; одна заключается в том, что на большей скорости данное средство передвижения можно использовать больше. Если количество часов в месяц одинаково, то пройденное расстояние становится больше. Именно этот принцип способствует использованию самолетов с реактивным приводом в гражданской авиации. Они могут преодолеть значительно большее ко-

личество пассажиро-миль в год при условии, что авиакомпании могут летать на них то же количество часов, т. е. они не требуют большего времени на техническое обслуживание. Во-вторых, использование неэкономичных транспортных средств, безусловно, может быть продиктовано военными целями, где необходимо быть быстрее своего противника.

Я бы сделал вывод, что если мы хотим вынести суждение относительно различных технологий двигательных установок для обеспечения скорости, то мы должны учитывать несколько моментов. Во-первых, основную систему потребности в мощности; во-вторых, практическую дешевизну ее использования при перевозке; в-третьих, все остальные точки зрения: психологическую, политическую и тому подобное. Очень трудно предугадать, чем человек должен заплатить за скорость. Сколько средний человек заплатит за пятичасовую поездку, которая в противном случае заняла бы десять часов? Я адресую этот вопрос, как заслуживающий изучения, к экономистам, психологам и другим представителям общественных наук.

Теория воздушных винтов

Последние крупные достижения в области силовых установок обычно известны как переход от воздушных винтов к реактивным двигателям.

Несколько лет назад я был в Париже во время мирных переговоров между союзниками и некоторыми восточно-европейскими странами. Одна журналистка из Венгрии подошла ко мне и захотела взять интервью. Она спросила, в чем, по моему мнению, заключается величайшее достижение авиации за последнее десятилетие. Я ответил ей: «Движение с помощью силы реакции».

Она сказала мне: «Профессор, вы можете выразить это как-то иначе? Я не могу написать в прогрессивной газете, что прогресс достигнут с помощью реакции!»

Я попытался подыскать для обозначения реактивного двигателя венгерское слово, и она отошла явно удовлетворенная.

На самом деле разграничение движения с помощью воздушного винта и движения с помощью силы реакции не совсем верное. С точки зрения общих принципов механики воздушный винт также является устройством для движения с помощью силы реакции. Однако раньше, когда были изобретены и изучались винты для подъема веса в

воздух, и позже, при приведении в движение двигателей в воде и воздухе, такого представления не существовало. Основное понятие тогда заключалось в том, лопасть гребного или воздушного винта является частью винтовой поверхности, которая проникает в жидкую среду, как обычный винт проникает в твердое тело. Рассмотрим винтовой домкрат. Винт продвигается на один винтовой шаг с каждым вращением, и если мы пренебрегаем трением, то работа, необходимая для поворота винта, равняется работе, необходимой для поднятия веса. Существовало представление, что воздушный или гребной винт аналогичен обычному винту, который проникает в жидкую среду — воду или воздух. Однако жидкость поддается, а твердое тело нет. Следовательно, продвижение воздушного винта в осевом направлении меньше, чем шаг винтовой поверхности. В то время элементарная теория воздушного винта утверждала, что если продвижение в осевом направлении равно винтовому шагу, то воздушный винт даст 100-процентную отдачу, поскольку в этом случае, без учета трения, работа, выполненная поступательным движением, тождественна работе, требуемой для поворота винта. Когда воздушный винт скользит, тяга, умноженная на поступательное движение воздушного винта, представляет полезную выполненную работу; поэтому его коэффициент полезного действия равен единице минус процент скольжения. Так утверждает элементарная интуитивная теория воздушного винта.

Человеком, который доказал, что функционирование воздушного винта основано на принципе реакции, был Ранкин. Он был очень талантливым инженером, о чем уже говорилось в главах III и IV. В относительно давние времена, когда не все инженеры понимали значение фундаментальных знаний, он был проводником исследований и обучения инженеров фундаментальным наукам. Когда кто-то говорил ему, что инженеру-практику не нужно много знать о научных теориях, он отвечал: «Пожалуй, тот, кого вы называете инженером-практиком — это человек, который увековечивает заблуждения и ошибки своих предшественников». Хотя это определение отчасти несправедливо в отношении многих хороших инженеров-практиков, но оно верно в том смысле, что инженерное образование должно не только передавать опыт от поколения к поколению, но также во все времена должно основываться на прошлых и новых достижениях фундаментальной науки.

Ранкин [2] осознавал, что важнейшим моментом в действии воздушного винта является ускорение воздушной массы, проходящей че-

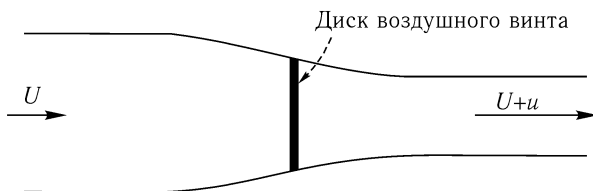


Рис. 66. Диаграмма, иллюстрирующая теорию количества движения винта.

рез круговую площадь, охватываемую лопастью винта; иногда мы называем эту круговую площадь *диск воздушного винта*. Предположим, что диск винта в воздушном потоке неподвижен. Воздух движется по направлению к диску со скоростью U (рис. 66), и его скорость в конечном счете возрастает до величины, которую мы обозначим u . Другими словами, воздушный винт берет массу воздуха: сверху, если используется как вертолет; впереди, если используется для движения вперед, и, соответственно, ускоряет ее вниз или назад. Скорость изменения количества движения равна силе тяги. Если Q — масса воздуха, который проходит через воздушный винт в единицу времени, тогда произведение Qu является скоростью изменения количества движения. С другой стороны, если мы рассматриваем воздушный винт, продвигающийся со скоростью U сквозь воздух в состоянии покоя, то работа, которая была израсходована, равна увеличению кинетической энергии воздуха: $\frac{1}{2}Q[(U+u)^2 - U^2]$ или $QU(U + \frac{1}{2}u)$. Теперь, если мы определим коэффициент полезного действия η как отношение полезной выполненной работы QuU к общей израсходованной работе $Qu(U + \frac{1}{2}u)$, то получаем следующую формулу:

$$\eta = \frac{QuU}{Qu(U + \frac{1}{2}u)} = \frac{1}{1 + \frac{u}{2U}}.$$

Конечно, эта величина всегда меньше 1. Мы называем ее *полетный КПД*. Для того, чтобы получить хороший полетный КПД, т.е. значение близкое к единице, приращение скорости u должно быть малым по сравнению со скоростью полета U . Например, если u равно U , т.е., если ускорение 100 процентов, то КПД составляет только 67 процентов. Этот расчет не включает все потери, такие, например, как потери, воз-

никающие из-за движения вращения, сообщаемого воздуху или трения о лопасти воздушного винта.

Принцип, согласно которому воздушный винт с повышенным КПД требует по возможности наименьшее значение для приращения скорости воздуха, проходящего через него, применяется к другим двигательным устройствам, основанным на принципе реакции. Мы часто вынуждены мириться с высокими скоростями струи по сравнению со скоростью полета, хотя мы знаем, что полетный КПД окажется невысок. Например, для ракет скорость истечения газа может быть равна 5000–6000 футов в секунду, в то время как скорость полета может быть только около 900 футов в секунду. Можно легко рассчитать насколько неэффективно использование самолета с ракетным двигателем в гражданской авиации. Простая теория Ранкина предоставляет здесь результат первостепенной важности.

Мы способны узнать величину максимальной тяги, которая может быть развита воздушным винтом заданной величины, скажем, винтом с площадью диска, равной S . Для того чтобы рассчитать это значение, мы должны предположить зависимость между течением воздушной массы Q и площадью S . Вообще считается, что средняя скорость воздуха, проходящего через площадь диска, есть среднее арифметическое значение между скоростью U далеко впереди и скоростью $U + u$ далеко позади воздушного винта. Сделав подобное предположение, можно сначала доказать, что при условии одинаковой работы, расходуемой в единицу времени, максимальная тяга достигается, при $U = 0$, т. е. если воздушный винт неподвижен, а воздух первоначально находится в состоянии покоя. В этом случае соотношение потребной мощности P к располагаемой тяге T задается формулой

$$\frac{P}{T} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{\frac{T}{\rho S}},$$

где ρ — плотность воздуха. Например, эта формула применяется к зависшему вертолету, для которого естественно, что T равна весу W . Мы помним, что подобную формулу получили первые исследователи для работы, необходимой при поддержании веса W крылом самолета (см. главу I). Численный множитель различный, и он явно не в пользу вертолета. Однако самолет не может зависать, поэтому для вертолета приемлема большая потребность в мощности.

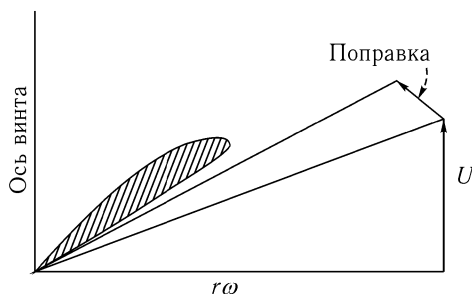


Рис. 67. Скорость относительно элемента лопасти воздушного винта. U обозначает поступательную скорость, ω — угловую скорость, а r — радиус элемента.

Теория воздушных винтов: связь с теорией крыла

Так называемая *теория количества движения* воздушного винта, начатая Ранкиным и кратко описанная выше, основана на изменениях количества движения и кинетической энергии воздушного потока, проходящего через диск винта. Скорость изменения количества движения определяет тягу, но теория ничего не говорит о способе, которым тяга передается от воздуха к системе винта. Теория Ранкина также утверждает, что количество мощности, равное скорости увеличения кинетической энергии потока, должно быть сообщено вращающемуся винту, но она ничего не говорит о том, как работа, расходуемая вращающим моментом, передается воздуху. С другой стороны, *теория элемента лопасти* основана на противоположном представлении; она рассматривает лопасти винта, движущиеся через воздух, и рассчитывает силы, передаваемые от лопастей к воздуху.

На рис. 67 схематически показано сечение лопасти. Предположим, что расстояние сечения лопасти от оси вращения r , угловая скорость винта ω , и скорость поступательного движения (т.е. скорость полета) U . Тогда в первом приближении $r\omega$ и U являются составляющими относительной скорости между твердым телом и жидкостью. Таким образом, если мы рассматриваем сечение лопасти как профиль крыла, то можно рассчитать подъемную силу и сопротивление, действующие на сечение, и, разложив равнодействующую силу на составляющие в осевых и касательных направлениях, мы получаем влияние элемента

лопасти на силу тяги и вращающий момент. Суммировав влияния всех лопастей, можно получить полную силу тяги и вращающий момент.

Обе теории рассматривают один и тот же процесс на основе двух полностью различных точек зрения. Теория количества движения опирается на применение основных законов механики к системе, включающей поток жидкости и тело, движущееся относительно нее. С другой стороны, теория элемента лопасти основана на нашем знании или предположении, касающемся местного взаимодействия жидкости и твердого тела. Эти два метода проходят параллельно почти через всю область механики жидкостей; ученые и инженеры удовлетворены, только если они могут убедиться, что оба метода ведут к одинаковому результату. Для воздушных винтов удовлетворительное решение было получено при соединении обеих теорий.

Теорию элемента лопасти начал разрабатывать Уильям Фруд [3], известный английский инженер, которого мы уже упоминали в связи с проблемой поверхностного трения. Несколько лет спустя эту же теорию независимо подробно разработал Стефан Джевицкий (1844–1938) [4], инженер и ученый польского происхождения, один из наиболее выдающихся учеников Жуковского. Джевицкий позже жил во Франции и работал с Эйфелем. Я имел удовольствие встретить его в Париже. Помню, что в возрасте семидесяти семи лет он ездил на своем автомобиле по всей Франции, направляясь от аэропорта к аэропорту, чтобы наблюдать следы за винтом.

Джевицкий признал, что применение коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления крыла бесконечного размаха к элементу лопасти может быть неверным, как показано на рис. 67; он сделал поправку, допустив равнозначное относительное удлинение для каждой лопасти. Однако к логическому решению задачи нельзя прийти только на основании сочетания теории элемента лопасти и теории количества движения. Проблема подобна той, которая возникает в теории крыльев с конечным относительным удлинением, а именно, необходимо определить эффективную относительную скорость между жидкостью и профилем крыла по величине и направлению.

Теория количества движения ясно указывает, что осевая скорость потока, проходящего через диск винта, выше, чем скорость впереди винта. С другой стороны, вращающиеся лопасти создают вращение в воздухе, так что момент количества движения вращающегося воздуха должен быть равен вращающему моменту, действующему на вал

винта. Поэтому воздух в плоскости винта вращается в том же направлении, что и лопасти винта. Таким образом, относительная скорость в касательном направлении меньше $r\omega$. График на рис. 67 показывает поправку, которую следует применить, чтобы получить соответствующие значения составляющих относительной скорости. С этими составляющими относительной скорости мы можем определить поправки подъемной силы и сопротивления, действующих на элемент лопасти, по направлению и величине.

Очевидно, что поправки в составляющих скорости представляют возбужденные скорости; это развитие примитивной теории элемента лопасти Фруда, аналогично развитию теории крыла, успешно выполненного Прандтлем. Что касается определения возбужденных скоростей, то можно признать два шага в развитии этой теории. Первым шагом явилось соединение теории элемента лопасти и теории количества движения. Теория количества движения дает возможность рассчитать средние значения возбужденных скоростей. Этот метод тождествен предположению, согласно которому реальные лопасти заменяются большим количеством неравномерно распределенных лопастей. Он обеспечивает очень удовлетворительные результаты, особенно если применить поправку, предложенную Прандтлем [5] для влияний концов лопастей. Это уточнение принимает во внимание влияние количества лопастей.

Теорию воздушного винта, кратко описанную на этих страницах, разрабатывали в период с 1918 по 1924 годы Бец [6] и Гельмбольд [7] в Германии, Вуд [8] и Глауэрт [8] в Англии, а также Пистолези [9] в Италии. Я мог бы также упомянуть статью, написанную мной совместно с Теодором Биненом в 1924 году [10].

Второй шаг в развитии теории состоит в непосредственном применении идей Ланчестера–Прандтля к вращающимся присоединенным вихрям, представляющим лопасти винта. Винтовые вихревые полосы теперь заменяют свободные вихревые полосы теории Прандтля. Эту идею впервые исследовал с математической точки зрения Сидни Гольдстейн в своей докторской диссертации в Геттингенском университете [11]. Гольдстейн стал одним из ведущих специалистов по аэродинамике в Англии и организовал группу, работающую в области механики жидкостей в Манчестере. В настоящее время он работает в Технологическом институте в Хайфе. Работу Гольдстейна продолжили два специалиста по аэродинамике из Японии Мориа [12] и Кавада [13].

Доставляет удовольствие видеть последовательное уточнение представлений о функционировании простого устройства типа воздушного винта, от аналогии с винтовым домкратом до завершенной теории, основанной на принципах научной механики жидкостей и использующей все математические методы этой науки.

С практической точки зрения значительный прогресс достигнут также в конструкции воздушного винта. Хочу отметить автоматическое управление по тангажу и реверс тяги; последнее используется в современных самолетах для торможения. Иногда воздушный винт может войти в реверс тяги, даже если он не предназначен для этого; конструкция, по-видимому, еще не является достаточно совершенной. Последние достижения касаются винтов для очень высоких скоростей, например, сверхзвуковых. Трудность здесь состоит в том, как мы видели в главе IV, что лобовое сопротивление на сверхзвуковых скоростях зависит в значительной степени от толщины профиля крыла. Поэтому сверхзвуковой воздушный винт должен иметь очень тонкие лопасти, которые, однако, вызывают трудности возможного колебания и чрезмерной деформации. Таким образом, конструкция таких винтов и поиск подходящих материалов и формы лопастей представляет серьезную проблему.

Реактивные двигатели и ракеты

В течение почти сорока лет со времени активного полета воздушный винт, приводимый в движение поршневым двигателем внутреннего сгорания, был единственным необходимым элементом создания силы тяги в воздухе. Конечно, за эти годы поршневой двигатель самолета значительно усовершенствовался. Например, мы уже говорили, что двигатель, использовавшийся братьями Райт, имел вес 15 фунтов на лошадиную силу; это соотношение уменьшилось до менее чем одного фунта на лошадиную силу. Кроме того, сейчас также используется и развивается система новых двигательных установок, конкурирующая с обычными двигателями и воздушным винтом. В основном, как мы уже говорили, все винтовые устройства основаны на принципе реакции или струи. В основном они отличаются видом используемой энергии и способом приведения струи в действие.

Энергия для воздушных двигателей может вырабатываться с использованием кислорода атмосферного воздуха в качестве химического

реагента в сочетании с каким-либо топливом, например углеводородом, таким как бензин или керосин. Второй класс двигательных установок использует топливные смеси, которые вырабатывают энергию без использования атмосферного кислорода. Такие двигательные установки называются ракетами. Наконец, в качестве источников энергии можно использовать ядерные реакции.

Рассмотрим подробнее эти три класса двигательных установок. Устройства, использующие воздух и топливо, можно разделить по методу запуска струи, реакция которой обеспечивает тягу как движущую силу. С помощью винта струя создается чисто механическим способом. Воздушный винт приводился в действие исключительно двигателями, совершающими возвратно-поступательное движение, т. е. поршневыми двигателями, до тех пор, пока в качестве основного движителя не был создан легковесный газотурбинный двигатель. Соединение воздушно-го винта и газовой турбины называется *турбовинтовым двигателем* (turboprop), не очень подходящее слово для английского языка, но почти повсеместно принятое. Комбинированный двигатель, который также используется для приведения в действие винтов, является сочетанием поршневого и турбореактивного двигателя.

Реактивный двигатель отличается от винтового тем, что струя в нем получается с помощью тепловой энергии, например при горении топлива в атмосферном воздухе. Такие установки называются воздушно-реактивными двигателями. Основной принцип такого двигателя заключается в выработке газа с высоким давлением и высокой температурой, который, будучи выпущенным из выпускной трубы, обеспечивает тягу. При появлении этих двигателей обсуждался вопрос, следует ли использовать в качестве газогенератора комбинацию поршневого двигателя и компрессора или газовую турбину. В современных реактивных двигателях используют исключительно газовые турбины. В реактивном двигателе, созданном Секондо Кампини (Secondo Campini) и установленном в 1940 году на самолете Кампини–Капрони (Campini–Caproni), использован поршневой двигатель. Однако первым когда-либо полетевшим реактивным самолетом (1939 год) был немецкий Хенкель 178, где применен тип двигателя, называемый *турбореактивным* (рис. 68).

Основные части такой установки: а) компрессор, который забирает воздух извне и доводит его до определенного давления для того, чтобы сделать сгорание и преобразование тепла в механическую энер-

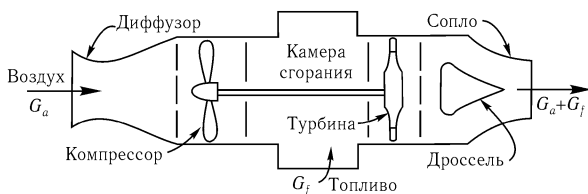


Рис. 68. Принципиальная схема, показывающая элементы турбореактивного двигателя. (Из книги М. J. Zucrow, *Jet Propulsion and Gas Turbines* [copyright 1948, John Wiley and Sons, Inc.], с разрешения.)

гию более экономичным, б) камера сгорания или топка, где топливо впрыскивается в воздушный поток и сгорает, и в) турбина, которая выполняет две функции. Первая — выходная мощность ее вала достаточна для приведения в движение компрессора; вторая — она создает струю высокой скорости, которая обеспечивает тягу. Мы видим, что соединение турбины и компрессора, в конечном счете, служит в качестве газогенератора для создания струи.

Первый турбореактивный двигатель, описанный выше He S-3b, создал Ганс Иохим Пабст фон Охайн, инженер, получивший образование в Геттингене и работавший в компании «Хенкель». Этот двигатель вырабатывал почти 1100 фунтов тяги. Его компрессор был центробежного типа, а турбина имела радиальный впуск.

Развитие реактивных двигателей в Англии и Соединенных Штатах тесно связано с работами сэра Франка Уиттла. Однако я не хочу подробно описывать эту историю. В блестящей монографии Роберта Шлайфера [14] дается очень полное описание разработок в различных странах в критический период, предшествовавший Второй мировой войне и во время нее.

Некоторые из компонентов турбореактивных двигателей, типа центробежного компрессора и турбины, использовались ранее в качестве частей обычных двигателей, а именно, в нагнетателях поршневых двигателей при полете на больших высотах. Конечно, камеры сгорания также были известны, но сгорание топлива в воздушном потоке с относительно высокой скоростью было новой проблемой.

Тяга крупнейших установок, созданных в настоящее время, составляет порядка 1500 фунтов. Во многих турбореактивных двигателях тяга, по крайней мере на короткий период времени, может быть суще-

ственно увеличена *дожиганием*, т. е. впрыскиванием дополнительного топлива в выхлопную трубу с использованием излишнего кислорода, содержащегося в струе. Однако это очень неэкономичный процесс. Центробежные компрессоры все больше и больше заменяют осевые компрессоры, ряд вращающихся дисков с большим количеством лопастей с неподвижными лопастными дисками между ними. Проектирование как компрессоров, так и турбин предполагает возникновение новых аэродинамических задач, лежащих в области, называемой аэродинамикой внутреннего потока в отличие от аэродинамики внешнего потока, предполагающей проектирование крыльев, фюзеляжа, хвостового оперения и поверхностей управления, и тому подобное. Течение сжимаемых и несжимаемых жидкостей через последовательность сегментов лопастей, называемое *каскадом крыла*, составляет одну из основных задач этой новой области аэродинамики.

По сравнению с обычными двигателями у турбореактивных двигателей есть преимущество более легкого веса и меньшей лобовой площади. Расход горючего ими для того же коэффициента полезного действия менее благоприятен. Вес и расход горючего обычно называют удельной тягой (фунты топлива в час и на фунт тяги) вместо удельной мощности (фунты топлива в час и на лошадиную силу). Турбореактивные двигатели с осевыми компрессорами обычно превосходят двигатели с центробежными компрессорами, они имеют меньшую лобовую площадь и меньшие внутренние аэродинамические потери.



Рис. 69. Принципиальная схема, показывающая элементы прямооточного воздушно-реактивного двигателя. (Из книги Joseph Liston, *Power Plants for Aircraft* [copyright 1953, McGraw-Hill Book Co., Inc.], с разрешения.)

Если мы представим очень быстро летящий самолет, скажем, свыше 400 миль в час, то воздух, который поступает в двигатель, способен создавать сжатие без какого-либо дополнительного устройства. Это называется скоростным напором. С помощью скоростного напо-

ра мы можем упростить двигатель, отбросив компрессор и турбину. В результате получим установку, называемую *прямоточный воздушно-реактивный двигатель* (рис. 69). Его предложил еще в 1909 году Рене Лорен [15]. Этот двигатель обладает крайней механической простотой, но невыгоден по сравнению с турбореактивным из-за высокого расхода топлива, по крайней мере для скоростного диапазона полета с высокими сверхзвуковыми числами Маха, и тем, что без специального пускового устройства он функционирует только выше определенной скорости полета.

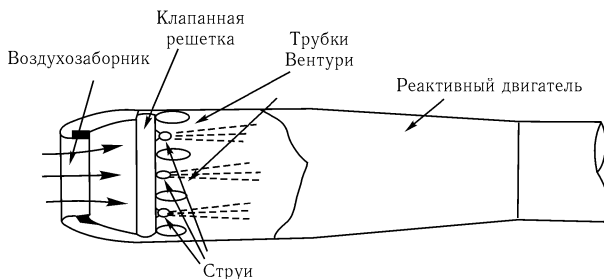


Рис. 70. Принципиальная схема, показывающая элементы пульсирующего воздушно-реактивного двигателя. (С любезного разрешения Flight, London.)

Весьма оригинальной установкой, которая функционирует от нулевой скорости полета, является *пульсирующий воздушно-реактивный двигатель* (рис. 70). Как и прямоточный воздушно-реактивный двигатель, он работает без сжатия и поэтому нет необходимости в турбине для запуска компрессора. В отличие от прямоточного воздушно-реактивного двигателя процесс в нем является периодическим, а не непрерывным. У этой установки имеются впускные клапаны, которые открываются и закрываются отчасти как в поршневом двигателе, но они управляются автоматически, в основном за счет резонанса с периодическим процессом последовательного сжатия, сжигания и истечения. Идея такого рода двигателей является далеко не новой. На практике его впервые применили немцы; установка была известна под названием *Шмидт-Рор* (Schmidt-Rohr) и использовалась для приведения в движение так называемого оружия Фау-1, которое также называют самолет-снаряд Фау-1. Пульсирующий воздушно-реактивный двига-

тель хорошо подходит для самолетов-мишеней в качестве двигательной установки одноразового применения благодаря своей низкой себестоимости в противоположность турбореактивным двигателям, которые являются дорогостоящими установками. Несколько раз предлагалось производство турбореактивных двигателей одноразового применения, но, насколько мне известно, оно никогда не было реализовано. Вероятно, новые разработки в пульсирующих воздушно-реактивных двигателях увенчаются устранением клапанов и установлением периодического процесса на чисто резонансном принципе с помощью целесообразного выбора относительных размеров компонентов установки [16].

Относительно высокие производственные затраты на турбореактивные двигатели и относительно высокое потребление топлива прямоточными воздушно-реактивными и пульсирующими воздушно-реактивными двигателями представляют сложную задачу для изобретателей. Необходимо найти двигатели более экономичные по термическому КПД, чем последние, и более дешевые, чем турбореактивные. Классом таких возможных установок являются *волновые устройства*, в которых сжатие, необходимое для хорошего термического КПД, создается действием ударной волны. Однако они все еще находятся в стадии изобретения или, в лучшем случае, на стадии первоначальной разработки.



Рис. 71. Принципиальная схема, показывающая элементы ракетного двигателя твердого топлива. (Из книги М. J. Zucrow, *Jet Propulsion and Gas Turbines* [copyright 1948, John Wiley and Sons, Inc.], с разрешения.)

Сейчас мы перейдем к краткому рассмотрению ракетных двигателей, особенно использующих химическое ракетное топливо. Мы различаем ракетные двигатели по признаку использования *твердого* (рис. 71) и *жидкого* (рис. 72) *ракетного топлива*. Твердое ракетное топливо обычно представляет смесь окислителя и горючего. Его разделяют на взрывное, используемое, например, в бомбах, и топливо с относительно медленной скоростью горения. Горение может происхо-

доть в камере сгорания в осевом направлении (так называемое горение с торца, показанное на рис. 71) или в радиальном направлении, и внутри, и снаружи, как во многих реактивных снарядах, используемых в качестве оружия и содержащих «заряды» в форме полых цилиндров. Наконец, у нас есть ракетные двигатели с чисто внутренним горением, т. е. воспламенение исходит из внутреннего отверстия. Технология конструктивного исполнения заряда состоит в изготовлении формы заряда таким образом, что достигается желаемая зависимость давления от времени. Общее время горения может колебаться от половины секунды до 45 секунд в зависимости от применения: ракеты для взлета самолетов с ракетным ускорителем, ракеты-носители для реактивных снарядов, ракетные тормозные двигательные установки и тому подобное.

Жидкое ракетное топливо можно разделить на *однокомпонентное* и *двухкомпонентное*. Однокомпонентное топливо, например смесь, называемая нитрометан, обычно вырабатывает кислород и горючее посредством распада, и в результате образуется газовая смесь с высоким давлением и высокой температурой. Еще одно известное однокомпонентное топливо — окись этилена. При использовании двухкомпонентного топлива горючее и окислитель поступают в камеру сгорания отдельно (рис. 72). Обычно в качестве окислителей используются жидкий кислород, азотная кислота, смесь окисей азота, и фтор. Обычное горючее включает, например, анилин, углеводороды, гидразин и аммиак. Если топливоокислительная смесь самовоспламеняющаяся, то она называется самовоспламеняющейся топливной смесью. Перекись водорода действует в некоторой степени как однокомпонентное топливо, поскольку ее распад, начатый соответствующим катализатором, создает значительную теплоту, поэтому в ракетном двигателе можно использовать ее одну; однако можно завершить процесс, используя излишек кислорода для сжигания дополнительного топлива. В этом отношении она действует в качестве составляющей двухкомпонентного топлива.

Твердое ракетное топливо хранится в форме заряда в камере сгорания, тогда как жидкое ракетное топливо вводится через распылительные головки (форсунки) как посредством нагнетателей, так и из расходных баков, находящихся под давлением. Во всех ракетных двигателях конструктор стремится получить устойчивое горение при возможно постоянном давлении в камере сгорания. Струя покидает камеру сгорания через сопло обычно со скоростью немного выше скоро-

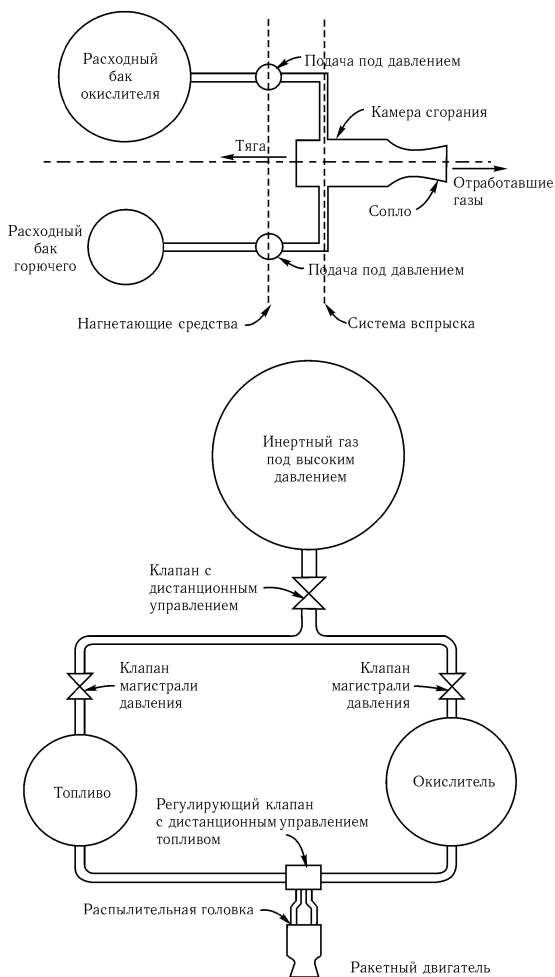


Рис. 72. Принципиальные схемы двух жидкостных ракетных двигателей. В верхней системе используются вытесняющие нагнетатели в окислителе и топливопроводе, тогда как в нижней системе применяется инертный газ под высоким давлением, чтобы нагнетать давление ракетного топлива. (Из книги M. J. Zucrow, *Jet Propulsion and Gas Turbines* [copyright 1948, John Wiley and Sons, Inc.], с разрешения.)

сти звука, соответствующей высокой температуре газообразных продуктов сгорания. Для этой цели поперечное сечение сопла после сужения к меньшей площади сечения слегка расширяется. Процесс истечения аналогичен во всех реактивных установках. Можно доказать, что если сжимаемая жидкость оставляет камеру, в которой достаточно высокое давление, через просто сужающееся сопло, то скорость жидкости на выходе равна скорости звука, соответствующей преобладающей там температуре. Некоторые инженеры пришли к выводу, что поток газа или вообще сжимаемая жидкость не могут достигнуть при расширении скорости выше скорости звука. Шведский инженер Карл Густаф Патрик де Лаваль (1845–1913)¹ открыл, что если необходимо увеличить скорость газа в сопле выше скорости звука, то сопло после сужения к минимальной площади поперечного сечения следует расширить к большей площади поперечного сечения. Скорость в минимальном поперечном сечении, по крайней мере приблизительно (т. е. пренебрегая силами трения), равна скорости звука. Принцип конструкции сопла Лавалья широко применяется в турбинных и реактивных двигателях.

В принципе почти во всех воздушно-реактивных установках можно использовать ядерные реакторы. Мы можем представить, что ядерные реакторы могут заменить камеру сгорания в газотурбинном или прямоточном воздушно-реактивном двигателе или бойлер в паровом двигателе. Задача реактора в этом случае заключается в добавке теплоты в воздух или водяной пар. Основная проблема состоит в том, чтобы найти методы, которые выводят теплоту из реактора и переносят ее в воздух или пар при достаточно высокой температуре; иначе КПД невысокий, и установка становится громоздкой. Это предполагает технологические проблемы высокой сложности. Для пилотируемых летательных аппаратов вопрос экранирующей оболочки, т. е. вопрос защиты экипажа или пассажиров от влияния радиации, особо важен. Материалы также должны быть защищены от радиоактивной коррозии. Для создания ядерного ракетного двигателя нужно подумать об использовании струй продуктов деления непосредственно для тягового усилия. Предлагалась также ракета с фотонным двигателем. В такой установке из ракеты не вытесняется масса. Давление излучения направлено на получение тяги. В настоящее время представляется более перспективным использование рабочей жидкости, возможно с низким

¹Также изобретатель сливкоотделителя.

молекулярным весом, так что высоких скоростей можно достичь при умеренно высоких температурах. Возможно, следующее десятилетие покажет, чего можно добиться в области реактивного движения с использованием ядерной реакции.

Выбор между двигательными системами

Общее мнение таково, что за исключением малых и средних транспортных и учебных самолетов, поршневые двигатели постепенно вытесняются из числа силовых установок для самолетов. Вертолеты, которые привлекают все большее внимание для воздушных перевозок на средние расстояния как гражданских, так и военных, могут продлить жизнь поршневых двигателей. При воздушных перевозках на большое расстояние, непременно на высоких сверхзвуковых скоростях, вероятно, будет преобладать, по крайней мере в течение нескольких лет, воздушный винт, приводимый в действие комбинированными двигателями (соединением поршневого двигателя и турбины) и газовыми турбинами (газотурбинными двигателями) из-за превосходящего полетного КПД воздушного винта по сравнению с чистой струей.

Вопрос подходящего выбора лучшей двигательной системы для данного типа самолета является довольно трудной задачей и постоянно обсуждается. Первая проблема заключается в сравнении потребной и располагаемой мощности. Основная цель первых расчетов о возможности полета с работающим двигателем (см. главу I) состояла в том, чтобы доказать возможность создания такой располагаемой мощности, которая является минимально необходимой потребной мощностью для полета. В одной из своих бесед о раннем периоде истории авиации Игорь Сикорский в шутку сказал, что он построил единственный в своем роде самолет: его минимальная, крейсерская и максимальная скорости были в точности равными. Действительно, избыток располагаемой мощности сверх минимальной потребной мощности в основном определяет летные качества самолета.

Расчет летных качеств самолета — это процесс оценки его минимальной и максимальной скоростей, его скороподъемности как функции высоты, и его максимальной дальности как функции вероятной полезной нагрузки. Затем на основе экономических соображений определяются крейсерская скорость и крейсерская высота. Расчет летных качеств одинаков для гражданских и военных самолетов, за исклю-

чением того, что для военных самолетов экономические соображения могут оказаться вторичными; основное соображение — успешное выполнение самолетом поставленной задачи.

Аппарат с вертикальным взлетом — это самолет, который имеет достаточную тягу, чтобы подняться вдоль вертикальной траектории полета. В гражданской авиации сейчас многие пытаются создать грузопассажирское воздушное судно, которое может запускаться как вертолет или наземное транспортное средство и постепенно переходить к горизонтальному полету.

Лично я уверен в будущем реактивных самолетов в гражданской авиации, хотя более высокий расход горючего и определенные практические недостатки, например излишний шум, — это те трудности, которые еще надо преодолеть. Возникают некоторые сомнения относительно будущего реактивных самолетов в военной авиации; и один из важнейших вопросов: как далеко прямоточные воздушно-реактивные двигатели и ракетные двигатели будут использоваться либо в качестве вспомогательных, либо основных средств силовых установок. Предпринимаются попытки, например во Франции, создать прямоточные воздушно-реактивные двигатели в качестве основного двигателя для пилотируемых сверхзвуковых самолетов, используя вспомогательные турбореактивные или ракетные установки для запуска самолета на достаточно высокую скорость, чтобы прямоточный воздушно-ракетный двигатель взял управление на себя. Однако в настоящее время большинство конструкторов самолетов склоняются к тому, что, по-видимому, подходящая область применения прямоточных воздушно-ракетных двигателей — автоматическая ракетная система.

Два основных достоинства ракетного двигателя — концентрация очень большой мощности в установке относительно небольших размеров и веса, а также независимость от атмосферного воздуха. За это мы расплачиваемся излишним потреблением горючего. В ракетной технике мы обычно говорим об удельном импульсе, определенном как произведение тяги и ее продолжительности в секундах на единицу веса ракетного топлива. Легко понять, что если мы рассчитаем удельный импульс для турбореактивного двигателя, не учитывая воздух в качестве «ракетного топлива» (по сравнению с ракетным топливом, которое содержит свой собственный окислитель), то получим число в несколько раз выше, чем наибольшая отдача ракетного двигателя. Например, удельный импульс турбореактивного двигателя, который потребляет

один фунт горючего в час на фунт тяги, составит 3600 секунд, тогда как обычное значение для жидкостного ракетного двигателя составляет 200–250 секунд.

Таким образом, у ракетных двигателей есть две основные области применения: во-первых, кратковременное создание большой тяги, когда бы в ней не возникала необходимость на пилотируемых самолетах или реактивных снарядах, и, во-вторых, полет на высотах, где нет достаточного количества кислорода. Ракетные двигатели широко используются для взлета с ускорителем и ускорителей маневра пилотируемых самолетов, а также для ракет-носителей при запуске реактивных снарядов. Немецкое оружие Фау-2 двигалось исключительно с помощью ракетного двигателя, и в нескольких странах разрабатываются аналогичные системы вооружений на стыке баллистики и авиации. Наконец, космические путешествия с помощью кораблей с ракетными двигателями являются популярной темой научной фантастики и серьезных научных исследований.

Сама ракета, возможно, явилась китайским изобретением и первоначально представляла собой огненную стрелу. Сначала лук и стрела применялись для перемещения зажигательного вещества, затем реакция газообразных продуктов сгорания использовалась для приведения в движение стрелы. Однако неподтвержденный рассказ, также пришедший из Китая, доказывает, что полет с помощью ракетного двигателя изучали еще в 1500 году. Эта история об изобретателе по имени Ван-Ху (Wan-Hoo), который построил стул на двух колесах и сидел на этом стуле, держа в руках два воздушных змея для длительного полета. Для взлета он прикрепил к своему стулу сорок семь ракет на основе черного пороха. Согласно рассказу, он успешно поджог эти ракеты. Однако после этого дым и огонь стали такими, что Ван-Ху, стул и змеи исчезли!

На протяжении веков ракетное вооружение успешно использовалось параллельно с артиллерийской стрельбой. Однако как только с появлением нарезного оружия улучшилась точность артиллерийской стрельбы, ракеты временно потеряли свое значение. Во второй половине прошлого века Британский генеральный штаб решил, что ракеты больше не имеют военного значения. Однако в пиротехнике, конечно, продолжают применять ракеты. Сигнальные ракеты также долго использовали, например при спасательных работах на морском побережье. Ракетные разработки для военных целей пережили новый подъ-

ем во время Второй мировой войны. Между тем, ряд дальновидных исследователей сохранили интерес к большим ракетам и забавлялись мыслями о космическом полете.

Космический полет

Размышления о космическом полете почти так же стары, как размышления о полетах с работающим двигателем в атмосфере. Легенды и художественная литература содержат много более или менее фантастических описаний полетов на Луну, вокруг Луны или на другую планету. Некоторые авторы по истории науки приписывают Сирано де Бержераку [17] предсказание о реактивном движении как средстве космического полета, сделанное еще в 1648 или 1649 году, когда он написал свое повествование о путешествии на Луну. В конце прошлого века немецкий учитель математики Курт Ласвиц написал широко читаемый межпланетный роман [18], в котором, по свидетельству сына автора, впервые упоминается космическая станция. Однако эта станция — не спутник, вращающийся вокруг Земли; она была подвешена между Марсом и Землей в точке, где уравновешены гравитационные силы. Вскоре после этого, в 1903 году, Константин Эдуардович Циолковский, русский учитель математики, описал обтекаемый, приводимый в движение ракетой летательный аппарат для космического полета, в котором в качестве ракетного топлива использовались жидкий кислород и водород [19]. Возможно, он был первым человеком, который обосновал свой проект на разумных принципах. Его предложение включало гироскопическое управление и отражатель газовой струи для навигации в космосе.

В этой книге мне невозможно даже упомянуть многие из наиболее интересных и относительно серьезных публикаций по этой проблеме. Однако я должен назвать Роберта Х. Годдарда (1882–1945), который в 1919 году в США изучал методы достижения максимальных высот [20] и Германа Оберта, который в 1923 году в Германии опубликовал книгу по ракетным двигателям для межпланетного полета [21]. Оберт смог вдохновить группу молодых людей для работы над конструкцией ракетного двигателя; эта группа сыграла решающую роль в создании реактивного снаряда Фау-2 во время последней мировой войны. По-видимому, у Оберта было мало возможностей непосредственно участвовать

в разработке этого реактивного снаряда, который определенно представляет значительный шаг вперед в направлении создания ракет дальнего действия и высотных ракет. Снаряд Фау-2 все еще удерживает рекорд высоты для одиночного летательного аппарата. Наибольшая высота (242 мили) была достигнута двухступенчатой ракетой, состоящей из Фау-2 и «ВАК Корпорал» (WAC Corporal); последний создал Франк Дж. Малина в Лаборатории реактивных двигателей, Калифорнийский технологический институт. Наиболее известными успехами Оберта были его книга, указанная выше, и фильм, созданный Фрицем Лангом на киностудии УФА (U. F. A) в Берлине (1929) и названный «Девушка на Луне», в котором Оберт являлся научным консультантом.

Вернер фон Браун сначала входил в ту группу молодых энтузиастов, кого прямо или косвенно вдохновил Оберт. Я убежден, что он также мог бы стать замечательным консультантом в любом фильме Голливуда, снятым на тему космического полета. Однако следует также признать его заслуги в качестве вдохновителя и организатора проекта Фау-2 (под руководством генерала Вальтера Дорнбергера), а также вдохновителя идей космических полетов в США.

«Чего мы ждем?» — говорит фон Браун. «Это будет стоить только пять миллиардов долларов! Здесь нет проблем, на которые у нас не было бы ответов или возможности найти их прямо сейчас». Дилетант изумлен, а специалисту остается только поражаться. Мне не хочется быть ни слишком большим скептиком, ни испытывать слишком большой восторг.

Тактико-технические расчеты для вертикального полета ракеты, стартующей с земли, и ракеты, служащей спутником Земли, выполнили несколько авторов. Вторая космическая скорость U_e , т. е. скорость необходимая для выхода из сферы притяжения Земли, грубо оценена простым уравнением $\frac{1}{2}U_e^2 = gR$, которое уравнивает кинетическую энергию единицы массы и работу, необходимую для движения единичной массы от расстояния R к бесконечности против силы притяжения, пренебрегая всеми другими видами сопротивления. Если заменить g значением гравитационного ускорения на поверхности Земли, а R радиусом земного шара, то получим U_e порядка 7 миль в секунду.

Скорость искусственного спутника отчасти зависит от высоты, на которой, как предполагается, будет постоянно совершать полет этот спутник. Если летательный аппарат движется по круговой траектории

радиуса $R + r$, то его скорость U_g должна быть достаточно велика, так чтобы центробежная сила равнялась гравитационному ускорению на этой высоте. Если мы возьмем $h \cong 1000$ миль, скорость спутника примерно 5 миль в секунду, то круговая орбита будет пересечена примерно за 2 часа. Различные авторы также рассчитали траектории спутников, ведущие от первоначального вертикального полета к круговой траектории.

Основной вопрос заключается в том, сможем ли мы создать ракетный двигатель, который бы достигал таких огромных скоростей. Малина и Саммерфильд [2] на основе экстраполяции данных ракетной технологии в 1946 году рассчитали соотношение требуемого веса ракетного топлива к первоначальному общему весу одиночной ракеты для достижения второй космической скорости. Они получили следующие значения, соответствующие различным смесям компонентов ракетного топлива:

Анилин + азотная кислота — 0,995

Кислород + спирт — 0,991

Жидкий кислород + жидкий водород — 0,960

Эти цифры означают, что даже в случае лучшей смеси компонентов ракетного топлива только 4% первоначального веса остается в распоряжении для конструкции и полезной нагрузки. Очевидно, что за исключением возможного использования ядерной энергии, одиночная ракета не имеет шанса преодолеть гравитационное поле Земли. Здесь остается возможность «многоступенчатой» ракеты, т. е. устройства, в котором части конструкции после сжигания переносимого в них ракетного топлива отпадают и остается только последняя «ступень», которая выполняет задачу космического летательного аппарата. Многоступенчатую ракету для космических полетов предложил Циолковский. До него ее предлагал французский врач, известный под именем Андре Бинг (1911), в целях исследования на больших высотах. Само понятие, по-видимому, намного древнее; о нем упоминается в *Энциклопедии* Дидро и Даламбера.

Значительное количество авторов выполнили более или менее подробные и более или менее надежные расчеты о возможном относительном весе топлива. Читатель может, например, обратиться к книге Уилли Лея, *Ракеты, реактивные снаряды и космический полет* (Willy Ley, *Rockets, Missiles and Space Travel*) [23], где содержится много интересной исторической и технической информации. Результат этих вычисле-

ний вкратце следующий: для того, чтобы достичь скорости освобождения, трудно избрать лучший способ, чем запустить составную ракету, состоящую из трех ступеней, где начальный стартовый вес примерно в шестьдесят четыре раза больше, чем продукт сгорания, который полетит в огромные безвоздушные пространства Вселенной.

Итак, даже если начальный вес пилотируемой космической ракеты при первой мысли представляется огромным, то следует настроить свой ум на все большие и большие цифры. Однако давайте послушаем критику в лице Милтона У. Розена [24], возглавляющего один из важнейших проектов по реактивным снарядам в Военно-морском флоте Соединенных Штатов:

«Высота — это первичный фактор в любом рассмотрении возможности осуществления полета пилотируемой, возвращающейся на землю ракеты . . .

В соответствии с недавними неофициальными, но надежными докладами, «Дуглас Скай-рокет» (Douglas Sky-rocket) (самолет с ракетным двигателем) достиг высоты 15 миль, и его пилот безопасно вернулся на поверхность земли. В таком случае доказана возможность полета на высоту 15 миль. Больше ничего не надо говорить.

Можно доказать возможность осуществления полета, возвращающейся на землю ракеты с человеком на борту, которая достигает высоты в пределах 15–50 миль, даже если этих высот никогда еще не достигал человек. Созданы ракеты, которые могут подниматься на высоту 50 миль и которые могут нести необходимую полезную нагрузку, предполагающую перевозку человека. Значение 50-мильной высоты состоит в том, что снижение с использованием парашюта было успешным намного ниже этой высоты. Целые ракеты ВАС Корпорал (WAC Corporal) и приборные отсеки от Аэробии (Aerobees) снижались с помощью парашюта с высоты, доходящей до 50 миль¹. Более того, ускорения, встре-

¹Господин Розен мог бы упомянуть о том, что одна из ракет «Аэробии», с тремя обезьянами и двумя мышами на борту в приборном отсеке, поднялась в 1952 году на высоту 36 миль. Военно-воздушные силы Соединенных Штатов успешно вернули этих представителей животного царства на землю с помощью парашюта, не причинив им урон. Посредством записи на пленку изучалось поведение животных во время полета в невесомости (USAF Film №19832 «Животные в полете ракеты»,

тившиеся при наборе высоты на активном участке, находились в допустимых пределах для человека. Максимальная скорость достаточно низкая, поэтому при вертикальном наборе высоты поверхностная температура летательного аппарата не подвергнет испытанию функциональные возможности известных материалов и методов конструирования. Наиболее важная особенность полета на высоту менее 50 миль заключается в том, что продолжительность полета оказывается короткой, порядка нескольких минут. По этой причине многие трудные проблемы, которые возникают в полетах на больших высотах, можно проигнорировать, если предел высоты ограничен только 50 милями. Эти проблемы включают воздействие на летательный аппарат и пассажиров космической и солнечной радиации, метеорных столкновений и свободного падения в вакууме...

Выше 50 миль положение прямо противоположное. Попытки снижения с использованием парашютных средств успеха не принесли. В зависимости от высоты, которую следует достичь, ускорения могут оказаться выше пределов выносливости человеческого организма, а поверхностные температуры летательного аппарата выше точек плавления доступных материалов. Ракеты «Викинг» (Viking), которые достигали высоты 136 миль, могли бы перевозить человека, но никто не может гарантировать его безопасного возвращения. Более того, никто не мог рассчитать вероятность его выживания: здесь слишком много «неизвестных». Например, если продолжительность полета велика, то должно учитываться влияние космической и солнечной радиации, но природа и величина этой радиации в открытом космосе еще совершенно не определены, и мы только начинаем изучать их влияние на живые клетки. Еще один риск, который трудно оценить, — это опасность метеорных столкновений; хотя этому риску дана оценка, и предложены различные схемы защиты для его устранения, но ни одна из них еще не проверена. Невозможно предсказать физиологическое и психологическое влияние на человека невесомости — обычного

состояния в космическом полете, но редко встречающегося в нашей земной жизни¹.

Следует упомянуть еще одну основную проблему — проблему безопасного возвращения на Землю или приземления на каком-либо небесном теле. Любая ракета, возвращающаяся из космического полета, входит в атмосферу с огромной скоростью. На таких скоростях, вероятно даже в самом разреженном воздухе, поверхность нагреется выше температуры, переносимой любым известным материалом. Проблему температурного барьера преодолеть намного труднее, чем проблему звукового барьера. Даже если была бы возможность обеспечить постепенный вход в атмосферу, приближаясь к земле с помощью точного управления вдоль спиральной траектории, то невозможно добиться возвращения без использования ракетной мощности в качестве тормоза. Конечно, это означает огромное количество запаса топлива. К сожалению, мы не можем подражать Луциану Самосатскому (Lucian of Samosata) (второй век н. э.), который заставил своего героя, космического путешественника Мениппа (Menippus), вернуться на землю очень простым способом: бог Меркурий взял его за правое ухо и положил на землю.

Медицинская или биологическая проблема длительного существования в гравитационном поле практически нулевой интенсивности — невесомое существование — может оказаться серьезной, и исследования в этом направлении, по-видимому, крайне желательны. Медики могут быть иногда слишком осторожными. Из *Истории авиации* Вивиана и Марша [25] мы узнаем, что во времена воздушных шаров братьев Монгольфье врачи беспокоились о высотных эффектах, поскольку общее мнение было таковым, что атмосфера не простирается выше четырех–пяти миль над поверхностью земли. Поэтому однажды в 1783 году они поместили петуха, овцу и утку в качестве пассажиров воздушного шара, подъем и спуск которого занял восемь минут. Утка и овца пережили полет удовлетворительно, но на петуха явно повлияла разреженность атмосферы. Однако позже выяснилось, что овца затоптала петуха, нанеся больше физических ран, чем мог бы причинить разреженный воздух.

Вернемся к вопросу летно-технических характеристик. Мне кажется, что использование ядерной энергии сделает ракету настолько более

¹ Воспроизведено с разрешения автора и Американского технического общества (American Technion Society).

эффективной, что серьезные попытки создания космического корабля должны дожидаться появления ядерной ракеты. Для ракеты, использующей водород в качестве рабочего топлива и ядерный реактор как источник тепла, удельный импульс рабочей жидкости можно легко увеличить в несколько раз по сравнению с существующими значениями обычного ракетного топлива, без значительного повышения температур, которые воздействовали бы на стенки ракеты. Дальнейшие разработки использования ядерных процессов для ракетных двигателей могут внести еще большие усовершенствования.

Между тем, основные исследования в аэродинамике и физике разреженных ионизированных газов, постепенное исследование наибольших высот, достигаемых метеорологическими ракетами, изучение влияния радиации на материалы и человека, изучение проблем навигации и ориентации на больших высотах и в космосе, совершенствование непилотируемых ракет, постепенно ведущее к созданию искусственного спутника, должны предоставить поклонникам космических полетов много работы. Я не верю в безрассудное содействие. С другой стороны, я полагаю, что «уважаемые» научные и инженерные общества не должны закрывать свои двери перед астронавтами или страницы своих журналов перед статьями, посвященными проблемам космического полета. Сегодняшние общества обладают довольно высоким научным уровнем, особенно если сравнить их с деятельностью некоторых обществ по аэронавтике только двадцать пять лет назад до первого «механического» полета.

Возможно, что усилие, необходимое для перехода от сегодняшней высотной ракеты большой дальности действия к пилотируемой космической ракете, является не большим, чем усилия, которые привели от самолета братьев Райт 1903 года к сегодняшним сверхзвуковым самолетам. Этот прогресс достигнут благодаря мышлению и усилиям двух поколений инженеров-практиков и ученых-теоретиков. Я доволен, если мне удалось схематически представить некоторые из этих задач на страницах этой книги.

Литература

- [1] G. Gabrielli, and Th. von Kármán, *What Price Speed?* Mechanical Engineering, **72** (1950), 775–781.
- [2] W. J. M. Rankine, *On the Mechanical Principals of the Action of Propellers*, Transactions of the Institute of Naval Architects, **6** (1865), 13–30.

- [3] W. Froude, *On the Elementary Relation between Pitch Slip, and Propulsive Efficiency*, Transactions of the Institute of Naval Architects, **19** (1878), 47–57.
- [4] S. Drzewiecki, *Sur une méthode pour la détermination des éléments mécaniques des propulseurs hélicoidaux*, Comptes Rendus de l'Académie des Sciences, Paris, **114** (1892), 820–822; *Des hélices aériennes; Théorie générale des propulseurs hélicoidaux, et méthode de calcul de ces propulseurs pour l'air* (Paris, 1909); *Théorie générale de l'hélice* (Paris, 1920).
- [5] L. Prandtl, Приложение к статье Бенца, указанной в [6], Göttinger Nachrichten, mathematisch-physikalische Klasse (1919), 213–217.
- [6] A. Betz, *Schraubenpropeller mit geringsten Energieverlust*, Göttinger Nachrichten, mathematisch-physikalische Klasse (1919), 193–213; перепечатана в A. Betz, and L. Prandtl, *Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik* (Göttingen, 1927).
- [7] H. B. Helmbold, *Zur Aerodynamik der Treibschraube*, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, **15** (1924), 150–153, 170–173.
- [8] R. McK. Wood, and H. Glauert, *Preliminary Investigation of Multiplane Interference Applied to Propeller Theory*, Aeronautical Research Committee Reports and Memoranda №620 (1918); H. Glauert, *An Aerodynamic Theory of the Airscrew*, Aeronautical Research Committee Reports and Memoranda №786 (1922); *Note on the Vortex Theory of Airscrews*, ibid. №869 (1922).
- [9] E. Pistolesi, *Nuova sviluppo del metodo di Drzewiecki per il calcolo analitico delle eliche*, L'Aerotecnica, **3** (1920), 147–173; *Nuovi indirizzi e sviluppi della teoria delle eliche*, Atti dell' Associazione Italiana di Aerotecnica, **2** (1922), 28–44; *I piu recenti progressi nello studio dei propulsori elicoidali*, ibid., **3** (1923), 189–197.
- [10] Th. Bienen, and Th. von Kármán, *Zur Theorie der Luftschrauben*, Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure, **68** (1924), 1237–1242, 1315–1318.
- [11] S. Goldstein, *On the Vortex Theory of Screw Propellers*, Proceedings of the Royal Society of London, series A, **123** (1929), 440–465.
- [12] T. Moriya, *On the Induced Velocity and Characteristics of a Propeller*, Journal of Faculty of Engineering, Tokyo Imperial University, **20** (1933), 147–162.
- [13] S. Kawada, *Calculation of Induced Velocity by Helical Vortices and Its Application to Propeller Theory*, Report of Aeronautical Research Institute, Tokyo Imperial University №172 (1939).
- [14] R. Schlaifer, *Development of Aircraft Engines*, in R. Schlaifer and S. D. Heron, *Development of Aircraft Engines and Fuels* (Boston, 1950).

- [15] R. Lorin, *La propulsion à grande vitesse des véhicules aériens: Étude d'une propulseur à réaction directe*, L'Aérophile, **17** (1909), 463–465; *Propulsion par réaction directe et son application à l'aviation*, ibid., **18** (1910), 322–325.
- [16] J. G., Jr. Logan, *Summary Report on Valveless Pulsejet Investigation*, Technical Memorandum №C. A. L.-42, Project Squid, Cornell Laboratory, Buffalo, N. Y., October, 1951.
- [17] Cyrano de Bergerac, Savinien de, *Histoire comique des états et empires de la lune* (Paris, 1656); *Histoire comique des états et empires du soleil* (Paris, 1662).
- [18] K. Lasswitz, *Auf zwei Planeten* (Leipzig, 1897).
- [19] К. Э. Циолковский, *Ракета в космическое пространство*, Калуга, 1924. Перепечатка статьи, которая первоначально появилась в Научном обозрении в 1903 году. См. также К. Э. Циолковский, *Ракета в космическое пространство. (Исследования мировых пространств реактивными приборами.* / Акад. наук СССР, Институт истории естествознания и техники, М.: 1963, — 111 с.)
- [20] R. H. Goddard, *A Method of Reaching Extreme Altitude*, Smithsonian Miscellaneous Collections, **71** (1919), №2, 1–69.
- [21] H. Oberth, *Die Rakete zu den Planetenraumen* (Berlin, 1923); *Wege zur Raumschiffahrt* (Berlin, 1929).
- [22] F. J. Malina, and M. Summerfield, *The Problem of Escape from the Earth by Rocket*, Journal of the Aeronautical Sciences, **14** (1947), 471–480.
- [23] W. Ley, *Rockets, Missiles, and Space Travel* (London, 1952).
- [24] M. W. Rosen, *The Prospects for Space Flight*, Technion Year Book (1952–1953), 88–93.
- [25] E. G. H. Vivian, and W. L. Marsh, *The History of Aeronautics* (London and New York, 1921).

Предметный указатель

- Авиационная электроника 108
Авторотация 159–160
Агур, сын Иакеев, цитата 11
Адамар, Ж. (Hadamard, J.) 124
Адиабатический процесс 110
Акерет, Я. (Ackeret, J.) 111, 115, 132, 139
Аллен Артур (Allen, Arthur A.) 28
Аппарат легче воздуха 15
— тяжелее воздуха 15
Аристотель 17
Астон Ф. У. (Aston, F. W.) 58
Аэроби 190
Аэродинамическая труба 22–23, 25
— переменной плотности 82
Аэродинамические исследования до эры полета 10–35
Аэродинамические поверхности с ламинарным обтеканием 16, 17, 101
Аэростатика 15
Аэротермодинамика 108
Аэроупругость 108, 160–164
Аэроэлектроника 108
- Б-47 138
Бафтинг 154
Безвихревое течение 43–47
— по круговой траектории 46–47
Белл, Э. Т. (Bell, E. T.) 10
Бенар, А. (Bénard, H.) 75–76
Бернулли, Д. (Bernoulli, D.) 39
Бесхвостый самолет 148–149
Бец, А. (Betz, A.) 137, 174
- Бинг, А. (Bing, A.) 189
Бинен, Т. (Bienen, Th.) 174
Бленк, Г. (Blenk, H.) 62
Бозе, Е. (Bose, E.) 84
Боковая устойчивость 152, 155–160
Боковое скольжение 150
Боковые движения выше срыва потока 159–160
Бономи (Bonomi) 29
Борда́, Ж. Ш. де (de Bordà, J. C.) 20
Босси (Bossi) 29
Боссю, Ш. (Bossut, C.) 20
Бофой, Г. (Beaufoy, H.) 93
Бофой, М. (Beaufoy, M.) 93
Брайан, Дж. Г. (Bryan, G. H.) 150
Браун, В. фон (von Braun, W.) 188
Буземан, А. (Busemann, A.) 122, 137
Буксировочный бассейн 21
«Бум-бум», звук 139–142
Бэтчелор, Дж. К. (Batchelor, G. K.) 97
- Вёлунд, кузнец 11–12
ВАК Корпорал 188, 190
Вертикальный взлет 185
Вертолет 13–15, 184, 185
— потребная мощность для завихрения 171
Вивиан, И. С. Х. (Vivian, E. C. H.) 192
Винт Архимеда 13
Винтовые вихревые полосы 175

- Вихревая дорожка 75–78, 90
 — Кармана 75–78
 — полоса 48
 — винтовая 175
 Вихревое движение, теорема Гельмгольца 48, 55
 — течение 43–47
 Вихри за телом 49–50, 74–78, 154
 — свободные 55–56, 60
 Вихрь 46–47
 — начальный 50
 — присоединенный 55, 60
 — свободный 55
 Воздушно-реактивные двигатели 176–180
 Воздушный винт 168–175, 184
 — возбуденные скорости 173–174
 — располагаемая тяга 171
 — современные разработки 175
 — шар 15
 Волновое сопротивление 117–119
 Волновой срыв потока 131–132, 136
 Волновые механизмы 180
 Волны разрежения 128
 Вращающая ферма 20
 Вращающийся поток 43–47
 Вращение струйного элемента 43
 Вторая космическая скорость 188
 Вуд, Р. Мак. (Wood, R. Mck.) 174
 Вязкое трение 80
 Вязкость органических жидкостей 84–85
 Габриелли, Дж. (Gabrielli, G.) 166
 Гаген, Г. Г. Л. (Hagen, G. H. L.) 88
 Газотурбинные двигатели 176–180, 183–186
 Галилей, Г. (Galilei, G.) 17
 Гейзенберг, В. (Heisenberg, W.) 96, 97, 100
 Гельмбольд, Г. Б. (Helmbold, H. B.) 174
 Гельмгольц, Г. фон (von Helmholtz, H.) 28, 34, 48
 Генри, Р. (Henry, R.) 28
 Гиперзвуковой диапазон 127
 Глауэрт, Г. (Glauert, H.) 120, 174
 Годдард, Р. Г. (Goddard, R. H.) 20, 187
 Голландский шаг 157
 Гольдштейн, С. (Goldstein, S.) 175
 Гонгуер, Дж. А. (Gongwer, C. A.) 78
 Грузопассажирский самолет 185
 Гутше, Ф. (Gutsche, F.) 78
 Гюгонио, П. А. (Hugoniot, P. H.) 123–124, 129
 Давление 39
 Даламбер, Жан Лерон (d'Alembert, J. Le R.) 20, 58, 189
 — парадокс 34, 35, 39, 69, 74, 118
 — точная теория сопротивления воздуха 34
 Данн, Дж. У. (Dunne, J. W.) 148
 Двигательная установка 166–194
 — реакция 168, 175–194
 — экономичность 166–168, 184–186
 Двигательные системы, выбор 184–187
 Двумерная теория крыла для дозвукового течения 120–121
 — для несжимаемого течения 47–55
 — для сверхзвукового течения 115–120
 Дедал 11

- Деформация элемента жидкости 43
- Джевицкий, С. (Drzewiecki, S.) 173
- Джейкобс, И. Н. (Jabobs, E. N.) 101
- Джонс, Р. Т. (Jones, R. T.) 62–64, 137, 138
- Джонсон, Эми (Johnson, Amy) 160
- Дидро, Д. (Diderot, D.) 189
- Динамическое давление 69
- Диск воздушного винта 170
- Диэдр боковой 155
- — момент крена 155–157
- поперечный 148
- Длина смещения 97
- Дожигание 178
- Дорнбергер, У. (Dornberger, W.) 188
- Драйден, Г. Л. (Dryden, H. L.) 90, 100, 121
- Дуглас ДС-3 33
- Дюбуа-Юре (Dubois-Huret) 74
- Животные в полете ракеты 190
- Жуковский, Н. Е. 23, 42–43, 47, 51, 60, 152, 173
- Завихренность 45
- созданная ударной волной 124
- Задняя кромка, острая 48–49
- Закон Архимеда 15
- количества движения – силы 18, 57
- подобия летающих живых существ, Гельмгольца 28
- — механики жидкостей 79–87
- — околозвукового течения 134
- — сил на телах, Ньютона 18
- силы – количества движения 18, 57
- Законы движения Ньютона 18
- Закрутка крыла 151
- Закрылок, передняя кромка 55
- Звуковой барьер 138
- Зоммерфельд, А. (Sommerfeld, A.) 83, 100, 111
- Изотермический процесс 110
- Изотропная турбулентность 95–97
- Икар 11
- Импульс, удельный 185–186
- Индуктивное сопротивление 68–74
- минимальное 72–73
- Индукцированная скорость 56, 71–73
- воздушного винта 173–174
- Интегральное уравнение теории крыла Прандтля 62
- теории несущей поверхности 62
- Интерцептор 151
- Кавада, С. (Kawada, S.) 175
- Кампини, С. (Campini, S.) 177
- Кантровиц, А. (Kantrowitz, A.) 63
- «Карман» 155
- Кейли, Дж. (Cayley, G.) 16–17, 155
- Кеттеринг, С. Ф. (Kettering, C. F.) 86, 87
- Кирхгоф, Г. (Kirchhoff, G.) 34, 74, 75
- Клейн, А. Л. (Klein, A. L.) 154
- Колебания, самовозбуждающиеся 163
- Колмогоров, А. Н. 96–97
- Комбинированные двигатели 184
- Кондорсе, А. (Condorcet, A.) 20
- Коническое течение 122–123
- Конус Маха 113
- Концевые вихри 55–56, 60
- Короткопериодическое продольное движение 152
- Космическая станция 187
- Космический полет 186–194

- медицинские проблемы 192
- Коэффициент вязкости 81, 82
- кинематической вязкости 82
- лобового сопротивления 69
- подъемной силы 69
- Крен 150
- Критическое число Рейнольдса 95
- Крокко, Дж. А. (Crocco, G. A.) 23, 108, 137, 150
- Круговой цилиндр, сопротивление 76, 79, 83–84, 95
- течение вокруг 39–41
- течение за 74–77
- Крыло бесконечного размаха 47–55, 115–121
- большого относительного удлинения 60–62, 69–74
- конечного размаха 55–64, 69–74
- малого относительного удлинения 62–64
- Кутта, М. В. (Kutta, M. W.) 42, 47, 51, 60
- Лаваль, К. Г. П. де (de Laval, C. G. P.) 183
- Ламинарное и турбулентное течение 87–92, 95
- Ламинарное течение, неустойчивость 99–100
- Ламинарный подслой 98, 100
- Ланг, Ф. (Lang, F.) 188
- Ланчестер, Ф. У. (Lanchester, F. W.) 42, 55, 57–60, 152
- вклад в операционный анализ 42
- Лаплас, П. С. (Laplace, P. S.) 110
- Ласвиц, К. (Lasswitz, K.) 187
- Лаксман, Г. (Lachmann, G.) 54
- Легенды и художественное изображение, период 11–15
- Лей, У. (Ley, W.) 190
- Лейбниц, Г. В. (Leibnitz, G. W.) 109
- Леонардо да Винчи (Leonardo da Vinci) 12–13, 18
- вертолет 13–15
- орнитоптер 13
- Летящее крыло 149
- Лилиенталь, Г. (Lilienthal, G.) 31
- Лилиенталь, О. (Lilienthal, O.) 29, 31, 42
- Лин, Ч. Ч. (Lin, C. C.) 97, 100
- Линии электропередач, пляшущие 78
- Линия Маха 115, 124
- Липман, Х. У. (Liepmann, H. W.) 132
- Логарифмическое распределение скорости 98
- Лодка Флеттнера 41
- Локхид авиационная корпорация 135
- Лорен, Р. (Lorin, R.) 179
- Лоренс, Х. Р. (Lawrence, H. R.) 62
- Луциан Сомосатский (Lucian of Somosata) 192
- Льюис, Дж. У. (Lewis, G. W.) 101
- Лэнгли, С. П. (Langley, S. P.) 32
- Максим, Х. (Maxim, H.) 15, 23
- Малина, Ф. Дж. (Malina, F. J.) 188, 189
- Маллок, Г. Р. (Mallock, H. R. A.) 75, 76
- Маргулис, У. (Margoulis, W.) 82
- Марей, Е. Ж. (Marey, E. J.) 28
- Мариотт, Э. (Marriotte, E.) 20
- Марш, У. Л. (Marsh, W. L.) 192
- Математическая механика жидкостей 26, 34–35
- Мах, Э. (Mach, E.) 111

- Медицинские проблемы космического полета 192
Меннипус (Menippus) 192
Метацентр 147
Метод Лагранжа 90
— Эйлера 90
Механика жидкостей, математическая 26, 34–35
Милликен, К. Б. (Millikan, C. B.) 95, 99, 154
Милликен, Р. А. (Millikan, R. A.) 86
Многоступенчатая ракета 189
Молекулярная скорость 110–111
Момент количества движения, сохранение 50
— крена 151
— — благодаря поперечному диэдру 155–157
— рыскания 151
— тангажа 151
Монгольфье, братья 15, 192
Мория, Т. (Moriya, T.) 175
Мощность потребная 27–28, 33, 57, 73–74, 171, 184
— — птиц 27–28
— располагаемая 184
— — птиц 27, 28
— удельная 166–167
Мунк, М. М. (Munk, M. M.) 63, 64, 72–73, 82
Мур, Н. Б. (Moore, N. B.) 99, 122
Мэнли, С. М. (Manly, C. M.) 32
Мяч вращающийся, кривая траектория 39

Навье, ШЛМА (Navier, CLMH) 81
Нагрузка на крыло 27
Начальный вихрь 50
Несущая линия 60

Неустойчивость ламинарного течения 99–100
Нормальная сила 34, 53
Нортроп Альфа 154
Нортроп, Дж. К. (Northrop, J. K.) 149
Ньютон И. (Newton, I.) 18–21, 24, 26, 34, 81, 109–110
— виновен в задержке развития полетов 24–26
— рассчитанная скорость звука 109–110

Оберт, Г. (Oberth, H.) 187, 188
Обтекаемое тело 78
Обтекание 79
Обтекатель, на стыке крыла-фюзеляжа 154–155
Общество по авиации Великобритании 10, 23
Ограничения теории крыла 53–55, 62
Околзвукое правило подобия 133–134
— течение, аэродинамические поверхности 129–134
Околзвукоей диапазон 121
— полет, самолеты 134–136, 154
Орнитоптер 13
Освобождение от гравитационного поля земли 188–189
Относительное удлинение 57, 69, 74
Отрицательный скачок, невозможность 129
Отрыв вихрей 49–50, 74–78, 154
— пограничного слоя 53–54, 94–95, 129–132, 154
— — вызванный ударной волной 129–132

- Охайн, Г.-И.П. фон (von Ohain, H.-J.P.) 177
- Падающие тела, эксперименты 21–22
- Паз, передняя кромка 54, 159
- Пазы передней кромки 54, 159
- Пено, А. (Rénaud, A.) 32
- Передняя кромка 48
- Перемещение струйного элемента 43
- Переход, пограничный слой 92, 95, 96, 99–100
- Периптерическое движение 148
- Пистолези, Э. (Pistolesi, E.) 174
- Пластина, теория Гельмгольца–Кирхгофа–Рэлея течения вокруг 34, 74, 75
- Пляска линий электропередач 78
- Поверхности управления 136, 151
- вспомогательные 136
- реверс 161
- Поверхностное трение 92–102
- турбулентное 95, 96, 98–99
- Пограничный слой 91–102
- взаимодействие с ударной волной 130–132
- влияние шероховатости 100
- ламинарный и турбулентный 91–92
- переход в 92, 95, 96, 99–101
- управление 102
- уравнения 93
- Подъемная сила кривой поверхности при нулевом угле атаки 29–31, 39, 42
- относительно циркуляции 41–42
- сверхзвуковой аэродинамической поверхности 119–120
- теория 39–64
- теория Ньютона 18–20, 24–26, 28, 34, 53, 127
- циркуляция 41–62
- Полет птиц имитация 13
- — полуэмпирические теории 26–31
- человека с помощью мышечной энергии 28–29
- — достижение Босси и Бономи 29
- — мнение Гельмгольца 28
- Полетный КПД 170
- Польхаузен, К. (Pohlhausen, K.) 94
- Полярная диаграмма 69
- «Помехи сжимаемости» 134–136, 154
- Поперечный диэдр *см.* Диэдр поперечный
- Поправка Кармана–Цзена 120–121, 133
- Прандтля–Глауэрта 120, 133, 134
- Потенциальное течение 43–47
- Поющие провода и распорки 78
- Прандтль, Л. (Prandtl, L.) 23, 57–62, 72, 73, 76–78, 92–94, 97, 120, 174
- Прерывистое течение, теория течения вокруг пластины 34, 74, 75
- Присоединенный вихрь 55, 60
- Провода, поющие 78
- Проволочный анемометр 90
- Продольная устойчивость 152–155
- Продольное движение 152
- Продольный диэдр 148
- Противоречие между теорией и наблюдением 35, 39
- Прямоточный воздушно-реактивный двигатель 179, 185
- Птицы, нагрузка на крыло 28

- парение и взмахивание крыльями 28
- потребная мощность 27–28
- располагаемая мощность 27, 28
- Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель 179–180
- Работа для создания подъемной силы 27–29, 57, 71, 73, 171
- Равновесие, условие 147
- Разреженные газы, аэродинамика 80, 83
- Райт, братья (Wright) 33, 139, 175–176
- Ракета 114–115, 122, 123
- Ракета-носитель, управление 136
- Ракетный двигатель 171, 176, 180–194
 - на жидкостном ракетном топливе 181–183
 - на твердом ракетном топливе 180–181
 - фотонный 184
 - ядерный 184, 192
- Ранкин, У. Дж. М. (Rankine, W. J. M.) 78, 123, 129, 169, 172
- Распределение подъемной силы вдоль размаха крыла 60–62, 72–73, 162
- Распространение приращения давления 108–109, 113–115
- Расширение теории несущих линий до несущих поверхностей 62
- Рато, А. (Rateau, A.) 23
- Раус, Э. Дж. (Routh, E. J.) 150
- Реактивные двигатели 175–187
 - самолеты в гражданской авиации 167–168, 185
 - снаряды 180, 181, 185, 188, 190
 - ускорители 181
 - установки 167–168, 171, 175–187
- Реактивный двигатель 168, 175–194
- Реверс поверхностей управления 161
- Резонанс 163
- Рейнольдс, О. (Reynolds, O.) 79, 83, 87–88
- Ренар, С. (Renard, C.) 27
- Риман, Б. (Riemann, G. F. B.) 123
- Робинс, Б. (Robins, B.) 20
- Розен, М. У. (Rosen, M. W.) 190
- Ротт, Н. (Rott, N.) 132
- Руа, М. (Roy, M.) 139
- Рули высоты 151
 - направления 151
- Рунге, К. (Runge, K.) 58
- Рыскание 150
- Рэлей, лорд (Д. У. Стрэтт) (Lord Rayleigh, (J. W. Strutt)) 34, 39, 74, 75, 78
- Рябушинский, Д. 23
- Саммерфильд, М. (Summerfield, M.) 189
- Самолет Кампини–Капрони 177
 - братьев Райт 33, 176
 - принцип, впервые выраженный Кейли 16–17
- Сверхзвуковое течение двумерное 115–120, 124–127
 - коническое 122–123
 - трехмерное 121–123
- Свиль 112
- Свободные вихри 55–56, 60
- Свободный вихрь 55
- Серповидное крыло 138
- Сикорский, И. 184
- Силы трения 68
- Сирано де Бержерак (Cyrano de Bergerac) 187

- Сирс, У. Р. (Sears, W. R.) 62, 149, 162
- Система координат, используемая при описании устойчивости 150–151
- Скайрокет (самолет) 139
- Скоростной напор 39, 179
- Скорость звука 109–111
- отрыва от земли 188
- расхождения 161
- снижения 27
- спутника 189
- Скос потока 57
- Скрамстад, Х. К. (Skramstad, H. K.) 100
- След 69
- застойный воздух в теории Гельмгольца–Кирхгофа–Рэлея 34
- Слой застойного воздуха позади тела 34
- Снижение 150
- Соломон, цитата 11
- Сопло Лаваля 183
- Соппротивление волновое 117–119
- давлению 68
- давления 68
- затупленных тел 76, 79, 83–84, 95
- и поверхностное трение, теории 68–102
- индуктивное *см.* Индуктивное сопротивление
- профиля 69, 70
- следа 68, 74–79, 95, *см.* Следа сопротивление
- уменьшение 78
- трению 68
- уменьшение 79
- Спиральная неустойчивость 157
- Спутник 189
- Средняя длина свободного пробега 82
- Срыв потока 53–55, 62, 159
- боковые движения над 159–160
- волновой 131–132, 136
- у птиц 54
- Стантон, Т. Е. (Stanton, T. E.) 23
- Статистическое описание течения 90, 95–98
- Стокс, Дж. Г. (Stokes, G. G.) 81
- Стреловидное крыло, эффективное число Маха 137
- Стреловидность 62, 136–138, 149, 157
- влияние на момент крена благодаря боковому скольжению 157
- ограничение теории несущих линий крыла 62
- Ступень крыла 178
- Супераэродинамика 80
- Такома Нарроуз мост 78
- Тангаж 150
- Тани, И. (Tani, I.) 100
- Тейлор, Г. И. (Taylor, G. I.) 96–97
- Теневой метод 111–113
- Теорема Бернулли 39
- Гельмгольца о вихревом движении 55
- Жуковского 47
- Теоретическая наука, скептицизм 10, 16
- Теории полета, полуэмпирические 26–33
- сопротивления и поверхностного трения 68–102
- Теория Акерета сверхзвуковых крыльев 115–120, 128, 134
- Гельмгольца течения вокруг пластины 34

- Джонса для крыльев малого относительного удлинения 63–64
- Кирхгофа течения вокруг пластины 34, 74, 75
- Кутта–Жуковского двумерных аэродинамических поверхностей 51–53, 62
- — экспериментальное подтверждение 51–52
- Ланчестера–Прандтля крыла 55–62, 69–74
- — полемика относительно приоритета 58–60
- — экспериментальное подтверждение 70–71
- Ньютона сопротивления воздуха 18–20, 24–26, 28, 34, 53, 127
- — сравнение с теорией циркуляции 34, 53
- Рэлея течения вокруг пластины 34, 74, 75
- Шмидта–Фредгольма интегральных уравнений 62
- воздушного винта вихрь Гольдштейна 175
- — количество движения Ранкина 169–172
- — связь с теорией крыла 172–175
- — элемента лопасти 172–175
- — элементарная 168–169
- звукового «гула» 139–142
- источников и стоков 78
- количества движения винтов 169–174
- количества движения винтов Ранкина 169–172
- крыла Прандтля *см.* Теория крыла Ланчестера–Прандтля
- — двумерная *см.* Двумерная теория крыла
- — для упругих крыльев 161–162
- — трехмерная 55–64
- малых возмущений 60, 115–123
- несущих линий крыла *см.* Теория Ланчестера–Прандтля крыла
- несущих поверхностей 62
- поверхностного трения и сопротивления 68–102
- подъемной силы 39–64
- тонкого крыла Джонса 63–64
- элемента лопасти воздушного винта 172–175
- Теплер, А. (Töpler, A.) 112
- Термодинамика 86–87
- второй закон 129
- первый закон 129
- Течение со сдвигом 44
- Толмиен, У. (Tollmien, W.) 100
- Томсон, Дж. Дж. (Thomson, J. J.) 58–59
- Тонкие тела, сверхзвуковое течение мимо 122
- Трение, жидкостное 80
- Треугольное крыло 138
- Трехмерная теория крыла 55–64
- Турбины, газовые 176–180, 183–186
- Турбовинтовые двигатели 176, 184
- Турбореактивные двигатели 177–178, 180, 185–186
- удельный импульс 185–186
- Турбулентное течение 87–92, 95–102
- — изотропное 95–97
- трение, полуэмпирические теории 97–99
- Тяговооруженность 27
- Угол Маха 113
- Угол, сверхзвуковое течение 128

- Ударная волна 123–132, 134–136, 141–142
 - в околосзвуковом течении 130–132, 134–136, 141–142
 - двигатели, основанные на действии 180
 - кривая 124
 - наклонная 124
 - неподвижная 123
 - неприсоединенная 125–126
 - нормальная 124
 - отрицательная, невозможность 129
 - присоединенная 126–127
 - прогрессирующая 123
 - толщина 125
- Ударной волны пограничного слоя взаимодействие 130–132
- Удельная мощность 166–167
- Удельный импульс 185–186
- Уильямс, У.И. (Williams, W.E.) 150
- Уиттл, У.Э. (Whittle, F.) 177
- Упругие и инерционные силы, совместное влияние 162–163
- Упругость, влияние 108, 160–164
- Условие Кутта–Жуковского 51, 53
- Устойчивое и неустойчивое размещение вихрей 77–78
- Устойчивость 147–160
 - боковая 152, 155–160
 - динамическая 149–160
 - — волчка 149
 - — дирижабля 150
 - и проблемы управления в околосзвуковом диапазоне 134–136, 154
 - неподвижных органов управления 158
 - путевая 155
 - с работающим двигателем 158
 - свободных органов управления 158
 - статическая 147–149
 - — корабля 147
 - — маятника 147
- Устройства для обеспечения большей подъемной силы 54–55, 159
- Уэнем, Ф. Г. (Wehham, F. H.) 23
- Фёппль, А. (Föpple, A.) 58
- Фактор турбулентности 86
- Фау-1 180
- Фау-2 186, 187
- Фельдман, Ф. (Feldmann, F.) 132
- Феррис, Р. (Ferris, R.) 31
- Филлипс, Г. (Phillips, H.) 23, 29
 - аэродинамическая труба 23
 - профили крыла, испытанные 29
- Финстервальдер, С. (Finsterwalder, S.) 33
- Флакс, А. Г. (Flax, F. H.) 62
- Флаттер 162–164
- Флеттнер, А. (Flettner, A.) 41
- Форель, площадь поперечного сечения 16–17
- Формула Прандтля–Мунка 73
 - Ренара для потребной мощности 27–28, 33, 73, 171
- Франклин, Б. (Franklin, B.) 15
- Фруд, У. (Froude, W.) 93, 173
- Фугоидное движение 152–154
- Фултон, С. Д. (Fulton, C. D.) 143
- Х-1 139
- Хама, Ф. Р. (Hama, F. R.) 100
- Хауленд, У. Л. (Howland, W. L.) 134
- Хауэрт, Л. (Howarth, L.) 96
- Хейнкель-178, самолет 177
- Хендли-Пейдж, Ф. (Handley-Page, F.) 54

- Хименц, К. (Hiemenz, K.) 77
- Цзен, Г. С. (Tsien, H. S.) 120
- Циолковский, К. Э. 187, 189
- Циркуляция 46, 60
- объяснение эффекта Магнуса 39–41
- подъемная сила, относящаяся к 41–62
- Чандрасекхар, С. (Chandrasekhar, S.) 97
- Число Маха 83, 111, 113
- — эффективное, стреловидного крыла 137
- Рейнольдса 82–88, 91–92, 98–101, 111
- — критическое 92, 95
- Шанют, О. (Chanute, O.) 31
- Шероховатость, влияние на пограничный слой 100
- Шлайфер, Р. (Schlaifer, R.) 177–178
- Шмидт–Рор 180
- Шрайрер, Дж. (Schairer, G.) 138
- Штопор 160
- Шубауэр, Дж. Б. (Schubauer, G. B.) 100
- Шум 139–142, 185
- Эдда 11–12
- Эйлер, Л. (Eiler, L.) 58
- Эйфелева башня 21–22
- Эйфель, А. Ж. (Eiffel, A. G.) 21, 23, 92
- эксперименты, о сопротивлении пластин 21–22
- Экономичность силовой установки, двигателя 166–168, 184–186
- Эксперимент Рейнольдса 87–88, 91
- Экспериментальные методы в ранней аэродинамике 20–24
- Элевоны 151
- Элероны 151
- Эллиптическое распределение подъемной силы 72
- Энергия, требуемая для поддержания веса 24, 27–28, 33, 57, 68, 73–74
- Энтропия 129
- Эолова арфа 78
- Эффект Допплера 141
- Магнуса 39–41, 47
- Ядерная ракета 192
- энергия 176, 183, 192

Теодор фон Карман

АЭРОДИНАМИКА

ИЗБРАННЫЕ ТЕМЫ В ИХ ИСТОРИЧЕСКОМ РАЗВИТИИ

Дизайнер М. В. Ботя

Технический редактор А. В. Ширококов

Компьютерный набор и верстка С. В. Высоцкий

Корректор В. С. Филковская

Подписано в печать 25.12.01. Формат $60 \times 84\frac{1}{16}$.

Печать офсетная. Усл. печ. л. 12,09. Уч. изд. л. 12,21.

Гарнитура Computer Modern Roman. Бумага офсетная №1.

Тираж 1000 экз. Заказ №

Научно-издательский центр «Регулярная и хаотическая динамика»
426057, г. Ижевск, ул. Пастухова, 13.

Лицензия на издательскую деятельность ЛУ №084 от 03.04.00.

<http://rcd.ru> E-mail: borisov@rcd.ru

Отпечатано в полном соответствии с качеством
предоставленных диапозитивов в ГИПП «Вятка».

610033, г. Киров, ул. Московская, 122.
