



БИБЛИОТЕЧКА · КВАНТ ·
выпуск 70

А. Л. СТАСЕНКО

ФИЗИКА ПОЛЕТА





БИБЛИОТЕЧКА · КВАНТ ·
выпуск 70

А. Л. СТАСЕНКО

ФИЗИКА ПОЛЕТА



МОСКВА «НАУКА»
ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ
ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
1988

ББК 22.253
С 77
УДК 533.6(023)

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ:

Академик Ю. А. Осипьян (председатель), академик
А. Н. Колмогоров (заместитель председателя), доктор физ.-
мат. наук А. И. Буздин (ученый секретарь), академик А. А. Аб-
рикосов, академик А. С. Боровик-Романов, академик Б. К. Вайн-
штейн, заслуженный учитель РСФСР Б. В. Воздвиженский, ака-
демик В. Л. Гинзбург, академик Ю. В. Гуляев, академик
А. П. Ершов, профессор С. П. Каница, академик А. Б. Мигдал, ака-
демик С. П. Новиков, академик АН СССР В. Г. Разумовский,
академик Р. З. Сагдеев, профессор Я. А. Смородинский, академик
С. Л. Соболев, член-корреспондент АН СССР Д. К. Фаддеев

Рецензент доктор технических наук А. А. Карпов
Ответственный редактор выпуска А. И. Буздин

Стасенко А. Л.

С 77 Физика полета.— М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат.
лит., 1988.— 144 с.— (Б-чка «Квант». Вып. 70.)
ISBN 5-02-013882-7

Популярный рассказ о летательном аппарате как вепце
технологической цивилизации и объекте, при создании и
функционировании которого учтены и «работают» все зако-
ны физики. Рассмотрен широкий круг вопросов — от строе-
ния атмосфер планет и закона Архимеда в приложении и
воздухоплаванию до принципов реактивного движения и кос-
мических полетов.

Для школьников старших классов, студентов, преподава-
телей.

С $\frac{1703040000-168}{053(02)-88} 482-88$

ББК 22.253

ISBN 5-02-013882-7

© Издательство «Наука».
Главная редакция
физико-математической
литературы, 1988

(Здесь уместно предупредить читателей, что численные оценки в физике несколько отличаются, например, от бухгалтерских расчетов, проводимых с точностью до копейки. Под *оценкой* в физике имеется в виду значение величины внутри одного порядка; следовательно, не страшно ошибиться в два, три, π , а то и в пять раз.)

В целом это вполне соответствует общеисторической тенденции науки и техники: «Когда штудируешь книги, посвященные машинам XVI и XVII веков..., поражаешься приближенности, неточности строения, функционирования и самого замысла... ни разу эти машины не были точно „рассчитаны...“. Все они были сделаны „вприкидку“, „на глазок“... все эти машины принадлежали миру „приближенности“» *).

Но создание современных машин, в частности летательных аппаратов с заранее заданными свойствами, немислимо (просто безнадежно дорого) без использования законов физики и методов математики.

Эта книга — не учебник, потому что в название «Физика полета» можно включить десятки отдельных курсов. Это небольшой сборник сюжетов, которые автор пытался расположить более или менее логично (по своему разумению) — то ли по «высоте» полета, то ли по его скорости. Конечно, не обошлось и без использования некоторых материалов из популярных книг и статей других авторов (А. Борова, В. Кожохина, Л. Лескова и др.).

За рамками тематики книги осталась увлекательная и драматичная история развития летательных аппаратов**), поскольку мы взяли лишь физику полета (а стало быть, и сопутствующую ей математику).

Автор выражает благодарность доктору физико-математических наук А. И. Буздину за полезные советы и своему сыну Аптону за участие в подборе эпиграфов и сочинении веселых картинок.

*) *Койре А.* Очерки истории философской мысли.— М.: Прогресс, 1985.— С. 113.

**) К счастью, по истории авиации уже написано много хороших книг, например: *Болховитинов В. Ф.* Пути развития летательных аппаратов.— М.: Оборонгиз, 1962; *Дузь П. Д.* История воздухоплавания и авиации в России.— М.: Машиностроение, 1981; *Яковлев А. С.* Советские самолеты.— М.: Наука, 1975, и мы надеемся, что вскоре появятся и новые.

1. АТМОСФЕРЫ ПЛАНЕТ И ВСЕ, ЧТО ВЫШЕ

... с середины неба глядит месяц. Необъятный небесный свод раздался, раздвинулся еще необъятнее. Горит и дышит он. Земля вся в серебряном свете; и чудный воздух и прохладно-душен, и полон неги, и движет океан благоуханий.

И. В. Гоголь

Конечно, не о всякой планете можно сказать столь восторженные слова — паверняка речь идет об атмосфере Земли. С нее и начнем.

Правда, печего и надеяться рассказать все, что можно, об атмосфере Земли, обо всех ее ветрах, грозах, тайфунах, облаках; этого не сделать даже в очень толстой книге, не то, что паша. Но можно сделать то, что делают физики каждый раз, когда все очень сложно (а сложно почти всегда), — можно построить *модель* (в данном случае атмосферы). Хорошая модель должна описывать самые характерные черты объекта или явления, которые мы намереваемся использовать далее для работы, а не просто для любования.

А что самое важное для нас в атмосфере? Прежде всего, это ее плотность — ведь мы собираемся в ней двигаться, причем как можно быстрее. Даже интуитивно ясно, что сила сопротивления движению должна зависеть от плотности окружающей среды: например, в воде рукой двигать труднее, чем в воздухе, с той же скоростью.

С высотой плотность атмосферы должна уменьшаться, иначе тяжелые



«сгустки» воздуха опускались бы вниз. Кроме того, те, кто бывал в горах, знают: чем выше, тем холоднее, а на высоких вершинах лежат вечные снега,— значит, температура воздуха с высотой падает. А с понижением температуры, очевидно, должна изменяться и плотность. Но как? Прежде всего, выясним, до какого наименьшего значения может упасть температура. Неужто до абсолютного нуля или до того, что в научной фантастике называют «космическим холодом»?

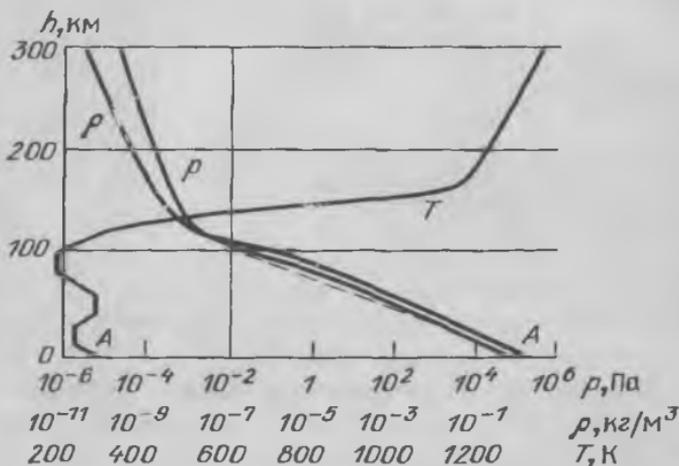


Рис. 1. Изменение с высотой плотности, давления и температуры воздуха для «стандартной» атмосферы

К настоящему времени параметры атмосферы многократно измерены и некоторая осредненная картина их распределения (так называемая стандартная атмосфера) показана на рис. 1. По вертикальной шкале здесь отложена высота: как и положено высоте, она измеряется вверх, начиная от нуля на уровне моря. А те величины, которые зависят от высоты — давление p , плотность ρ , температура T , — отложены по горизонтальной шкале. Заметим, что для того чтобы охватить широкий диапазон изменения давления и плотности, их значения показаны в логарифмическом масштабе, а температура — в линейном.

Что же видно из этого рисунка? Например, на уровне моря (точки А) давление равно 10^5 Па, плотность порядка $1 \text{ кг/м}^3 = \rho_0$, температура около 300 К; а на высоте $h = 100$ км давление близко к 10^{-2} Па (т. е. уменьшилось на семь порядков: $5 - (-2) = 7$), а плотность стала меньше одной миллионной кг/м^3 .

Зависимость плотности атмосферы Земли от высоты над уровнем моря приближенно можно выразить формулой

$$\rho \approx \rho_0 e^{-h/h_*}, \quad (1)$$

пригодной до высот $\sim 80-100$ км. Стоящая в знаменателе показателя степени величина $h_* = 7,16$ км служит масштабом «толщины» атмосферы. Зависимость (1) изображена штриховой кривой.

Конечно, судя по графику, значения давления и плотности изменяются довольно сложно с увеличением высоты; но, во всяком случае, очевидно, что они монотонно уменьшаются.

А вот температура изменяется очень прихотливо: сначала она падает до высоты ~ 10 км (обычно на этой высоте стюардессы пассажирских авиалайнеров торжественно сообщают, что температура за бортом -50 или даже -60°C), этот слой воздуха называется *тросферой*. Затем до высоты порядка 100 км она колеблется, дважды проходя участки с постоянным значением (большая часть этого слоя называется *стратосферой*) и, наконец, если подниматься еще выше, температура уже монотонно растет, достигая тысячи кельвинов (на высоте примерно 150 км) и более*). Получается, что если на этой высоте или чуть выше неподвижно как-нибудь подвесить предмет, например футбольный мяч, то он всплывет и сгорит, а еще выше — расплавится и самое тугоплавкое тело. Где же «космический холод»?

Но — стоп! Давайте взглянем на следующий рис. 2, а. Там приведено изменение с высотой еще одной важной характеристики атмосферы — длины l свободного пробега молекулы (путь, пройденный молекулой между двумя последовательными столкновениями с другими молекулами). Попытаемся понять, от чего и как зависит эта величина. Будем измерять длину свободного пробега в «продольных» метрах в направлении движения молекулы, считая его прямолинейным (кружок со стрелкой на рис. 2, б). Чтобы подчеркнуть этот факт, снабдим эти метры специальным значком параллельности. Итак, размерность длины свободного пробега будет $[l] = m_{||}$.

*) Более подробно такое слоистое строение атмосферы описано (и, главное, объяснено!) в книге: *Бялко А. В. Наша планета — Земля.* — М.: Наука, 1983. — Библиотечка «Квант», вып. 29.

Но что мешает рассматриваемой молекуле двигаться по прямой до бесконечности? Разумеется, другие молекулы. Причем ясно, что чем больше их находится в единице объема, скажем в одном кубическом метре, и чем больше размер каждой из них, тем больше помех они создадут для движения нашей избранной молекулы. Поперечный размер каждой мешающей молекулы естественно измерять «перпендикулярными» метрами. Тогда

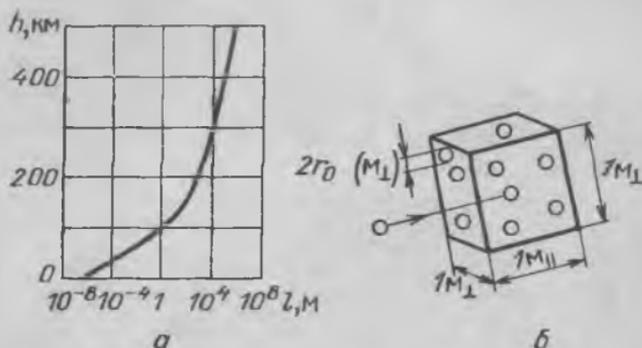


Рис. 2. *a* — Изменение с высотой средней длины свободного пробега молекулы воздуха. *б* — К выводу зависимости длины свободного пробега от радиуса и концентрации молекул

размерность их радиуса (будем считать, что молекулы имеют форму шариков) r_0 можно записать в виде $[r_0] = m_{\perp}$. А объем кубического метра, в котором находится n молекул, можно представить как произведение размерности длины этого куба (вдоль направления движения молекулы) на площадь в один квадратный метр (расположенную поперек направления ее движения), так что $[n] = 1/(m_{\parallel} \cdot m_{\perp}^2)$. Тогда единственным выражением для длины свободного пробега, определяемым соотношениями размерности, будет следующее:

$$l \sim \frac{1}{n r_0^2}. \quad (2)$$

Большого теория размерностей нам дать не может. А вам большего и не нужно.

Итак, из рис. 2 видно, что если, например, на уровне моря молекулы буквально «толкуются на месте», пробегая свободно всего лишь расстояние $l \sim 10^{-7} \text{ м} = 0,1 \text{ мкм}$, то на высоте, скажем, 150 км их длина свободного пробега уже почти 100 м!

Это значит, что для летательного аппарата с размерами порядка 10 м на этой высоте уже не существует

никакой сплошной среды — он будет «чувствовать» удары отдельных молекул, иначе говоря, будет находиться в свободномолекулярной среде. Следовательно, приносимая этими молекулами суммарная энергия будет мала, хотя энергия каждой отдельной молекулы и велика. Поэтому с увеличением высоты и сопровождающим ее падением плотности среды собственная температура последней становится все менее существенной в тепловом режиме летательного аппарата, и на первый план выступают другие явления, о чем пойдет речь ниже.

А что делается на других планетах? Конечно, об их атмосферах сведений меньше, чем об атмосфере Земли, но уже существуют физико-математические модели их атмосфер, позволяющие нарисовать такие же графики распределений их параметров, как на рис. 1 и 2.

Например, с Меркурием совсем просто — у него вообще нет атмосферы. (То же самое можно сказать о Луне.) На Венере атмосфера очень плотная (давление у поверхности порядка 100 атм), горячая (температура 750 К) да еще почти целиком состоит из углекислого газа. Ее плотность у поверхности почти в 70 раз больше, чем на Земле! На Марсе, наоборот, атмосфера очень разреженная и холодная (давление $(4,5 \div 7,5) \cdot 10^{-3}$ атм, температура 150—260 К) и тоже в основном состоит из CO_2 . Ее плотность у поверхности приблизительно в 50—100 раз меньше, чем у Земли. Атмосфера Юпитера представляет собою многосоткилометровый слой, состоящий в основном из молекулярного водорода и гелия. Об атмосферах Сатурна, Урана и Нептуна в настоящее время имеется слишком мало сведений. Тут вся надежда на будущие исследования молодых читателей этой книги.

А что находится выше атмосфер, дальше планет? Прежде всего наша Галактика, часто называемая Млечным Путем, содержащая более 100 000 миллионов звезд и имеющая в поперечнике приблизительно 100 000 световых лет. А еще дальше — снова галактики, туманности, разделенные сильно разреженным газом, в основном водородом и гелием. И наконец, вся Вселенная, имеющая в радиусе около 15 000 миллионов световых лет и содержащая до 10 000 миллионов галактик, подобных Млечному Пути.

Но, прежде чем решить, к какой из звезд (и зачем) лететь, вспомним, как человек впервые на несколько минут оторвался от Земли.

2. ЗАКОН АРХИМЕДА И ВОЗДУХОПЛАВАНИЕ

...Сделал, как мяч большой, надул дымом поганым и вонючим, от него сделал петлю, сел в нее, и нечистая сила подняла его выше березы...

Из рассказа о полете подъячего Крякутного в Рязани в 1731 г., до сих пор не подтвержденного очевидцами

...Полет на свободном аэростате представляет нечто совершенно исключительное. Абсолютный покой и тишина кругом, эта оторванность от Земли и пребывание в пространстве...— все это порождает в душе аэронавта такие удивительно приятные ощущения, такие чувства какой-то неземной радости и благодати, каких на Земле не может дать ни одно наслаждение.

Особое прибавление к сочинению К. Фламариона
«Атмосфера»

Возьмите кубик из дерева или пластмассы, который, может быть, сохранился у вас со времен детского сада. Подержите его в воздухе где-то между полом и потолком и отпустите. Он упадет на пол. Почему? Все ясно: его притягивает Земля с силой, называемой силой тяжести.

Теперь, засучив рукава, погрузите этот кубик в ванну, наполненную водой, между ее дном и поверхностью и тоже отпустите. Он всплывет. Почему? Разве исчезло тяготение? Разве сила притяжения Земли не действует на кубик в воде? Не может быть: ведь утюг или гантель опускаются на дно. Почему же кубик всплывает? Значит, на него действует еще какая-то сила, направленная вверх,— *выталкивающая сила*. В случае с кубиком она «перебарывает» силу тяжести, в случае гантели ее не хватает, чтобы заставить гантель всплыть.



Как бы узнать, откуда взялась эта сила и чему она равна?

Обратимся к рис. 3 и посмотрим, какое действие оказывает вода на опущенный в нее кубик. На все грани кубика действуют силы давления воды. Но, как известно, давление в жидкости на разной глубине разное — оно тем больше, чем больше глубина погружения. Значит, силы давления, действующие на верхнюю и нижнюю

границ кубика, различны. Нетрудно догадаться, что сила, действующая на нижнюю грань, больше. Посмотрим, на сколько.

На верхнюю грань действует сила давления воды, направленная вниз и равная

$$F \downarrow = \rho_{\text{ж}} g y a^2.$$

Сила, действующая со стороны воды на нижнюю грань, направлена вверх и равна

$$F \uparrow = \rho_{\text{ж}} g (y + a) a^2.$$

Так что действие этих двух сил эквивалентно действию одной силы, направленной вверх и равной

$$F_A = F \uparrow - F \downarrow = \rho_{\text{ж}} g (y +$$

$$+ a) a^2 - \rho_{\text{ж}} g y a^2 = \rho_{\text{ж}} g a^3$$

(силы давления на боковые грани взаимно компенсируются). Это и есть выталкивающая сила. Но, с другой стороны, $\rho_{\text{ж}} g a^3$ — это вес воды, которую можно было бы налить в наш кубик, если он полый, т. е. вес воды в объеме кубика. Тот факт, что здесь стоит объем куба a^3 , не принципиален — для тела любой формы с объемом V , погруженным в жидкость, можно получить выражение для силы Архимеда

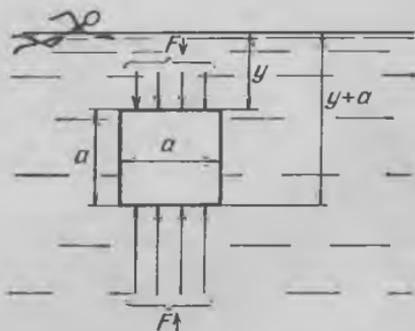


Рис. 3. На кубик, погруженный в воду, сверху и снизу действуют разные силы, что приводит к возникновению результирующей силы Архимеда

$$F_A = \rho_{\text{ж}} g V. \quad (3)$$

Итак, мы пришли к выводу, что на тело, погруженное в жидкость, действует выталкивающая сила, направленная вверх и численно равная весу жидкости в объеме погруженной части тела.

Сам Архимед формулировал эту мысль другими словами: «Твердое тело, которое имеет равный вес и равный объем с жидкостью, погружается в нее настолько, что ни одна часть его поверхности не выступает над жидкостью и не опускается ниже». Мы бы сказали теперь, что плотности твердого тела и жидкости равны. И еще Архимед говорил так: «Тела, относительно более тяжелые, чем жидкость, опускаются вниз до самого дна

и становятся в жидкости на столько легче, сколько весит объем жидкости, равный объему тела» *)).

Первая догадка об этом законе ошеломила Архимеда, пожалуй, больше, чем Ньютона — зрелый фрукт, упавший на голову. Говорят, Архимед бежал из своей ванны голым по улицам древних Сиракуз на прием к царю с криком «Эврика!» (Нашел!), ставшим на все времена символом неожиданных и радостных находок.

Даже не формулируя, люди использовали закон Архимеда издревле, когда на бревне, надутом мехе или долбленной лодке переправлялись через реку. Но до использования его в инженерной практике прошло почти две тысячи лет. Лишь в 1666 г. английский корабель Антони Дин, к несказанному удивлению здравомыслящих современников, теоретически определил осадку корабля и прорезал пушечные порты в бортах до спуска его на воду. Ранее эта «хирургическая операция» проводилась лишь после практического определения ватерлинии, когда корабль уже был на плаву.

И еще курьез: когда в прошлом веке от деревянных парусных кораблей (дерево плавает) стали переходить к железным пароходам, тут обывательское сознание возмутилось — железо ведь тонет! Мы-то с вами знаем: хоть стальная гантель и тонет в ванне, но если ее раскатать в тонкий лист и согнуть этот лист «лодочкой» или в виде полушария, он будет плавать (как плавают в пруду или в реке пустые консервные банки, брошенные нехорошими туристами!) — важно вытеснить воды по весу не меньше, чем вес этого стального листа из гантели.

Да что там корабли! — плавают целые континенты (точнее, тектонические плиты — большие участки земной коры, включающие в себя и континенты, и соседние участки океанического дна). Только плавают они, конечно, не в соленой воде океанов, а на гранитных подушках, под которыми лежит еще более плотная мантия Земли. Однако что это мы устремились мысленно вглубь? Нам нужно вверх...

Прошел еще не один десяток лет.

Если вес воды — факт, очевидный из ежедневной практики, то осознание весомости воздуха пришло после долгих размышлений и фундаментальных физических опытов. Наконец, эту мысль сформулировал Торричелли

*) Архимед. О плавающих телах. — В кн.: Начала гидростатики. — М.: Гостехиздат, 1933.

в следующих образных выражениях: «Мы погружены на дно безбрежного моря, воздушной стихии, которая, как известно из неоспоримых опытов, имеет вес, причем он наибольший вблизи поверхности Земли...»

Значит, закон Архимеда должен «работать» и в воздухе, и в атмосферах других планет. Благодаря закону Архимеда могут держаться в воздухе аэростаты и дирижабли — своего рода «пузырьки», заполненные легким газом и плавающие в более «тяжелом» воздухе. Поэтому полет этих тел так и называется — воздухоплавание.

Рассмотрим условие равновесия аэростата в атмосфере. В этом случае, конечно, плотность жидкости $\rho_{ж}$ в формуле для силы Архимеда (3) нужно заменить плотностью атмосферы ρ : $F_A = \rho g V$. Если масса оболочки аэростата, всех креплений и полезного груза — вообще всей «сухой» конструкции — равна M , а плотность заполняющего его газа ρ_r , то искомое условие запишется в виде

$$\rho g V = g M + \rho_r g V,$$

откуда

$$M = (\rho - \rho_r) V. \quad (4)$$

Из формулы (4) видно, что лучше было бы в этом «пузырьке» никакого газа вообще не оставлять, — все выкачать, создать вакуум, тогда выталкивающая сила Архимеда и, следовательно, поднимаемая полезная масса были бы наибольшими. Но в этом случае внешняя атмосфера может сплющить оболочку. А чтобы этого избежать, ее пришлось бы делать толстой и тяжелой, что-то вроде парового котла. Значит, противодействие изнутри важно, и легкий газ необходим.

А где взять легкий газ? То есть более легкий, чем воздух.

Такие газы природа приготовила: водород, гелий, метан, аммиак, ацетилен и другие. Но водород взрывоопасен (водород плюс кислород — страшный гремучий газ), гелий дорог, остальные из названных газов тоже либо горючи, либо ядовиты, либо обладают резким запахом. Да и все они были просто недоступны двести лет назад в нужных немалых количествах.

А ведь можно сделать легким и сам воздух — просто подогреть его! Так и поступили братья Монгольфье (1783 г.): сделали большой льняной шар, оклеенный бумагой, наполнили горячим дымом, и «при большом стечении народа» на этом шаре поднялись в воздух сначала животные, а потом и люди.

Русский посол во Франции Барятинский писал тогда в Россию о «поднятии на воздух великой тягости посредством дыма»: «Величество сего зрелища и чувствование, какое происходило в нескольких ста тысячах, описать никак невозможно, ибо радость, чувствительность, страх, ужас и восторг видны были на всех лицах, и до сего момента... вся публика еще как в чаду».

Любопытно, что французский король долго не соглашался на подъем людей в воздух, боясь за участь аэронавтов. Он даже предлагал пустить в полет для пробы кого-либо из приговоренных к казни, обещая им свободу, если они возвратятся на землю невредимыми, — столь трудным и опасным представлялся первый полет!

А вот и еще один легкодоступный легкий газ — водяной пар! Ведь молярная масса воды равна 18 г/моль, а воздуха — 29 г/моль. Получается, что мы могли бы наполнить тонкую оболочку водяным паром и летать на этом устройстве?! Да вот беда — падо было бы поддерживать эту оболочку горячей, не ниже 100 °С, чтобы пар на ней не конденсировался изнутри, иначе по ее внутренней поверхности потекут вниз «слезы», как по холодному оконному стеклу, и шар опустится. Забавно, что сами братья Монгольфье, наблюдая, как облака переваливают через вершины гор, пытались первоначально наполнить свой шар именно водяным паром. После вполне понятной неудачи они не оставили попыток летать, и наконец, достигли успеха, сжигая влажную солому; при этом они думали, что получили заодно и специальный газ, невиданный до тех пор!

Символично, что великий математик Леонард Эйлер в том же году (причем в день своей смерти — 7 сентября 1783 г.) подробно рассчитал подъемную силу аэростата, как бы завещая будущим воздухоплавателям мысль о необходимости использовать законы физики.

Но есть планета, где можно не опасаться конденсации водяного пара, — это Венера, у которой, как мы уже знаем, горячая атмосфера (примерно 500 °С у поверхности!), да к тому же еще и более тяжелая, чем на Земле (молярная масса углекислого газа 44 г/моль). На этой планете вода станет паром «сама собой», и аэростат «всплывет».

По высоко ли можно подняться на аэростате? Конечно, не выше того уровня, где плотность атмосферы сравняется с плотностью газа, наполняющего аэростат, ибо в этом случае разность плотностей в формуле (4) обра-

тится в пух. При помощи рис. 4, на котором изображена зависимость плотности и давления земной атмосферы от высоты, можно легко оценить то конечное значение высоты, до которого может «всплыть» аэростат, наполненный даже самым легким газом — водородом.

А как подняться выше? Нужно либо сбрасывать балласт, либо увеличивать объем аэростата с легким газом. Вот почему стратосферные аэростаты у земли выглядят такими мятыми грушами, поскольку заполняющий их легкий газ на уровне моря имеет меньший объем, чем в верхних слоях атмосферы. А при подъеме они превращаются в шары.

А на Венере? Аэростат, наполненный водяными парами, будет подниматься до тех пор, пока понижение температуры атмосферы не приведет к их конденсации. Расчеты показывают, что это произойдет на высоте около 40 км. А если наполнить аэростат аммиаком, то аммиак начнет конденсироваться на высоте более 100 км.

А что произойдет после конденсации? Объем аэростата уменьшится (его можно сделать, например, из тонкого гофрированного металла в виде гармонички),

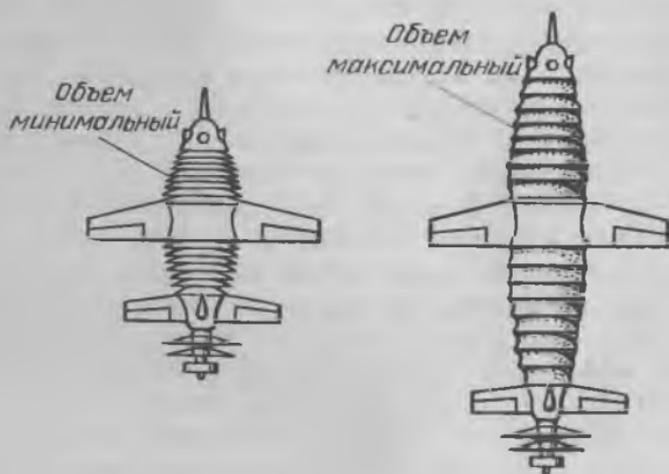


Рис. 4. Оболочка дирижабля из тонкого гофрированного металла, будучи достаточно жесткой, может в то же время изменять свой объем

аэростат начнет падать вниз; но, попадая вновь в раскаленные слои, сконденсированное (и бережно собранное в резервуар) вещество вновь испарится, аэростат снова взмоет вверх и так далее. И что замечательно; при этих движениях вверх-вниз можно позволить возвращаться гори-

зонтальному вентилятору, мощность которого будет расходоваться, например, на подзарядку аккумуляторов, питать приборы. Таким образом, можно заставить «бесплатно» работать на нас тяготение Венеры.

Конечно, в реальности картина сложнее из-за особенностей атмосферы Венеры (соотношений давления, плотности, температуры газов на разных высотах, отличных от условий на Земле), в результате чего лучше использовать не один только водяной пар, а его смесь, например, с аммиаком. Да и сам аэростат можно снабдить небольшим двигателем (т. е. превратить в дирижабль) да еще и крылышками, и рулями для управляемого планирования, так что в результате получится нечто, изображенное схематически на рис. 4.

Но это мы размышлялись, пользуясь богатством возможностей, которые открывает физика. А как было на самом деле?

До чего же разнообразными оказались области применения воздушного шара! Например, уже вскоре после первых полетов на монгольфере два француза-дуэлянта, поднявшись в саду Тюильри на воздушных шарах, на высоте 700 м открыли пальбу друг в друга и, пропоров свои летательные аппараты, погибли оба. Во время первой мировой войны аэростаты использовались для целей разведки, во второй — для создания помех бомбометанию и защиты больших городов (кому не известны фотоснимки Москвы с привязными аэростатами!).

Метеорологи ежедневно запускают шары-зонды для исследования параметров атмосферы. При помощи аэростатов получают и уникальную информацию о Вселенной. Группа японских и индонезийских астрономов во время затмения Солнца 11 июня 1983 г. получила изображение околосолнечного пылевого кольца со стратостата, поднявшегося на высоту более 30 км. Оказалось, что на расстоянии около четырех радиусов от Солнца существует плоский диск, состоящий в основном из пылевых частиц (остатков вещества, из которого образовались планеты) общей массой около миллиона тонн, разогретых приблизительно до полутора тысяч кельвинов. А на Венере? Шар-зонд, сброшенный по пути летательным аппаратом, который двигался на встречу с кометой Галлея в 1986 г., позволил установить существование на высотах 50—60 км в атмосфере Венеры ураганного ветра скоростью 200 км/ч! Правда, тот зонд был по старинке наполнен гелием.

Итак, конец XVIII века ошастливил человечество первыми успехами воздухоплавания. Однако все попытки решить еще одну важную проблему — двигаться в желаемом направлении — долго оставались безрезультатными. Шары аккуратно переносили человека с места на место, но только в направлении, навязанном стихией. Никакие ухищрения — воздушные весла, паруса, винты, вращаемые человеком, — успеха не принесли, пока не появился достаточно мощный и легкий двигатель. Благодаря ему более чем через сотню лет после первого подъема человека в воздух были осуществлены направленные полеты как на воздухоплавающем аппарате (дирижабле), так и на аппаратах тяжелее воздуха — самолетах.

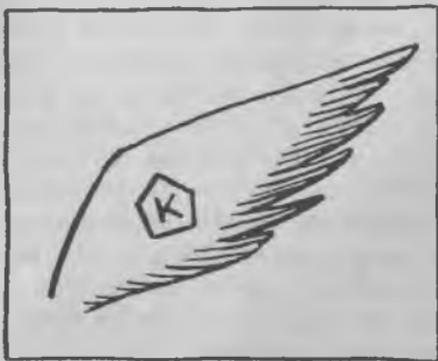
3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И КАЧЕСТВО КРЫЛА

Я медленно побежал против ветра; вес машины уменьшался с каждым шагом, а затем я ощутил ее подъемную силу. В следующий момент ноги мои оторвались от земли... Чувство полета восхитительно и описать его невозможно.

Роберт Вуд

На тело, движущееся в воздухе, действует аэродинамическая сила. Чтобы убедиться в этом, достаточно, например, горизонтально выставить ладонь в окно движущегося автобуса или вагона поезда (разумеется, осторожно!). При поворотах ладони вокруг горизонтальной оси возникнут волнообразные движения руки: сила со стороны воздуха будет действовать на кисть то вверх, когда ветер ударяет в ладонь, то вниз, когда ударяет в ее тыльную сторону. В первом случае *угол атаки α* (между плоскостью ладони и вектором скорости v набегающего потока) считается положительным, во втором — отрицательным (рис. 5).

Разложим аэродинамическую силу, действующую на обтекаемое тело со стороны воздуха, на две составляющие: перпендикулярную вектору скорости Y и направленную вдоль этого вектора X .



Первая из них называется *подъемной силой*, вторая — *силой сопротивления*.

От чего эти силы зависят?

Для ответа на этот вопрос снова используем теорию размерностей. Сначала выпишем те характеристики процесса, от которых, как мы ожидаем, должны бы зависеть упомянутые силы.

Прежде всего, разумеется, они зависят от скорости v (м/с) — если, например, самолет в безветренную погоду стоит на месте, то он не испытывает ни сопротивления

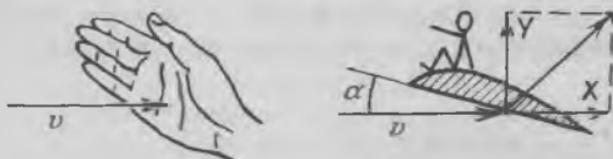


Рис. 5. На руку и крыло, обтекаемые воздухом под углом атаки, действуют сила сопротивления X и подъемная сила Y

воздуха, ни подъемной силы. Далее, важно еще, в какой среде происходит движение, т. е. сила должна зависеть от плотности среды ρ (кг/м³). А еще от чего? Конечно, от размера движущегося тела: попробуйте при сохранении скорости взмахнуть в воздухе ладонью без веера и с веером — сразу станет ясно, что веером махнуть труднее. Итак, аэродинамическая сила зависит еще и от размера тела L (м).

Выпишем эти величины:

$$v, \text{ м/с}; \quad \rho, \text{ кг/м}^3; \quad L, \text{ м.}$$

Как из них составить комбинацию, имеющую размерность силы, т. е. ньютон ($1 \text{ Н} = 1 \text{ кг} \cdot \text{м/с}^2$)? Сразу видно, что из наших трех параметров килограмм входит только в размерность плотности ρ , а секунда — только в размерность скорости v , причем здесь она в знаменателе в первой степени, а нам надо в квадрате. Следовательно, уже точно сила будет пропорциональна произведению ρv^2 . Но размерность этой величины есть кг/(с² · м), а нам нужно, чтобы метр стоял в числителе; стало быть, нужно умножить еще на квадрат размера тела L^2 . Итак, единственная комбинация величин v , ρ , L , имеющая размерность силы, есть $\rho v^2 L^2$.

Но что это? Ведь и подъемная сила Y , и сила сопротивления X должны иметь одну и ту же размерность —

ньютон; неужели и формула для них будет одна и та же, $\rho v^2 L^2$? Ясно, что это не так: например, если крыло или ладонь поставить перпендикулярно скорости движения, то сопротивление будет, а подъемной силы — никакой. Значит, перед обоими выражениями для сил должен стоять еще какой-то множитель, зависящий по крайней мере от угла атаки, но не имеющий размерности — безразмерный коэффициент, который, конечно, не могла обнаружить теория размерностей. Этот коэффициент в случае подъемной силы пусть называется *коэффици-*

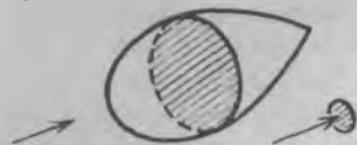


Рис. 6. Наглядная иллюстрация зависимости силы сопротивления от формы тела: диск и дирижабль с поперечным сечением, в 25 раз большим, чем у диска, имеют одинаковое сопротивление

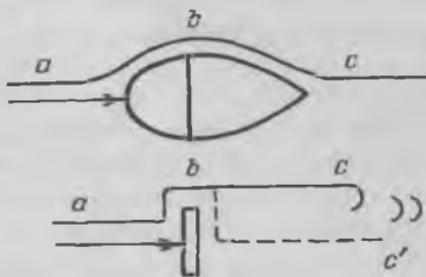


Рис. 7. К объяснению влияния формы тела и линий тела на сопротивление тела

циентом подъемной силы, а в случае силы сопротивления — коэффициентом сопротивления:

$$Y = c_y \rho v^2 L^2, \quad X = c_x \rho v^2 L^2. \quad (5)$$

Выше мы употребили слово «пусть», потому что настоящие аэродинамики вводят *аэродинамические коэффициенты* несколько иначе:

$$Y = c'_y (\rho v^2 / 2) S, \quad X = c'_x (\rho v^2 / 2) S,$$

используя вместо L^2 , например, площадь крыла S и объемную плотность кинетической энергии набегающего потока $\rho v^2 / 2$ (*скоростной напор*).

Но не думайте, что эти безразмерные множители — такая уж простая штука. Эксперимент показывает, что они сильно зависят, помимо угла атаки, от *формы* обтекаемого воздухом тела. Для примера на рис. 6 приведены два тела, имеющие совершенно разную форму — одно диск, другое похоже на дирижабль, — но обладающие одним и тем же сопротивлением. Заметим, что при этом площадь диска в 25 раз (а радиус в 5 раз) меньше са-

мого большого поперечного сечения «дирижабля». Значит, для этих тел, будь их лобовые сечения одинаковыми, значения c_x отличались бы тоже в 25 раз! Почему? Дело в отрыве потока от тела. Для наглядности на рис. 7 приведена, помимо осевой, еще одна линия тока abc для обоих тел и показано, что в случае «дирижабля» она прилегает к поверхности на всем протяжении тела, а в случае диска она не идет вдоль штриховой линии bc' , а «проскакивает» дальше. Это приводит к образованию на задней поверхности диска зоны сильно пониженного давления (разрежения), а сама «линия тока» рассыпается на последовательность вихрей, вращательное движение которых, постепенно затухая, уносит энергию поступательного движения тела, переводя ее в тепло.

Выше было сказано, что в выражениях для X и Y безразмерные коэффициент сопротивления c_x и коэффициент подъемной силы c_y зависят от угла атаки α . А как

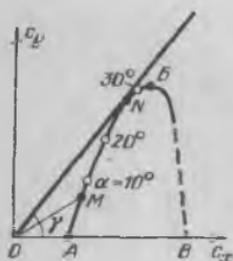


Рис. 8. Характерный вид взаимосвязи между подъемной силой и силой сопротивления для крылатого летательного аппарата

получить эти зависимости? В некоторых случаях их можно рассчитать: например, в этой книге мы проведем такой расчет для случая, когда аппарат летит очень высоко, там, где молекул уже мало и они вблизи аппарата сталкиваются не друг с другом, а только с аппаратом (см. далее раздел 13).

А в тех случаях, когда рассчитать трудно, приходится изучать зависимость этих коэффициентов от угла атаки экспериментально — для этого в мире и построены сотни аэродинамических труб. Теория размерности уже сэкономила нам много

усилий; уже не надо устанавливать, что аэродинамическая сила и ее компоненты X и Y пропорциональны плотности среды, площади аппарата и квадрату скорости.

В результате таких экспериментов мы получим две кривые c_y и c_x в зависимости от α . Но можно нарисовать для экономии места и одну кривую: зависимость c_y от c_x (математик скажет, что мы исключили α); а значения α написать в каждой точке этой новой кривой. Эта кривая называется *полярой* летательного аппарата (рис. 8).

Качественный вид этой кривой понятен: существует такой угол атаки, при котором подъемной силы нет, а сопротивление есть (точка А). С увеличением угла ата-

ки увеличиваются сначала и подъемная сила, и сопротивление (участок AB). Затем, после точки B , подъемная сила начинает падать, а сопротивление все еще растет (участок BB) и достигает максимума при нулевом значении подъемной силы, когда мы ставим ладонь или крыло поперек потока (точка B).

Крыло является принципиально важной частью самолета и планера, отчего оба они называются крылатыми летательными аппаратами. А чем они различаются? Коротко можно сказать, что планер есть самолет без двигателя, а самолет — планер с двигателем.

Но что же заставляет планер двигаться вперед? Это делает составляющая веса G , направленная вдоль вектора скорости. Разумеется, эта составляющая появится только в том случае, если вектор скорости наклонить относительно горизонта так, как это показано на рис. 9.

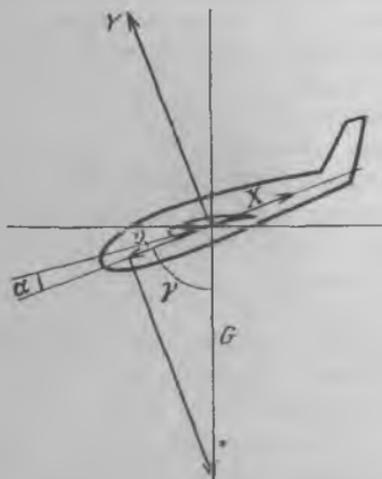


Рис. 9. Равновесие сил для планера в спокойном воздухе

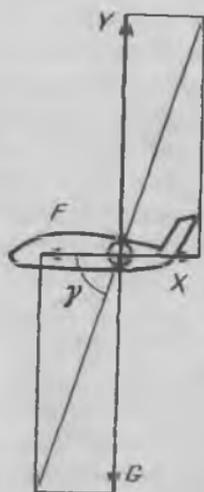


Рис. 10. Равновесие сил для самолета в горизонтальном полете

(Собственно, такой наклонный полет и называется планированием.) Напомним, что подъемная сила Y , по определению, перпендикулярна вектору скорости v и, следовательно, не участвует в создании силы тяги.

А вот самолету лететь наклонно не надо: для него силу тяги F создает его двигатель (рис. 10).

Но вернемся к нашей поляре.

Не только ради экономии места мы нарисовали эту единственную кривую, поляру. Она помогает быстро от-

ветить на некоторые важные вопросы, например, как далеко вы сможете пролететь, если остановился двигатель и ваш самолет превратился в планер. Пусть планер движется в спокойном воздухе равномерно и прямолинейно по наклонной прямой со скоростью v (рис. 9). Угол атаки равен α , а угол направления скорости движения центра масс планера по отношению к вертикали равен γ . Запишем условие равновесия компонент аэродинамической силы и проекций на них веса планера G :

$$G \sin \gamma = Y = c_y \rho v^2 L^2,$$

$$G \cos \gamma = X = c_x \rho v^2 L^2.$$

Разделив первое уравнение на второе, получим

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{c_y}{c_x} = \frac{Y}{X} = K. \quad (6)$$

Это отношение подъемной силы к силе сопротивления Y/X (или уравновешивающих эти силы соответственно веса аппарата к силе тяги его двигателя G/F в горизонтальном полете, как показано на рис. 10) называется *аэродинамическим качеством крыла*. Ясно, что чем меньше необходимая для полета сила тяги при заданном весе летательного аппарата, тем этот аппарат выгоднее, лучше, совершеннее, «качественнее». Или чем дальше он пролетит по горизонтали, планируя без двигателя с заданной высоты, тем он «качественнее» как летательный аппарат. Самым высоким качеством $K = 51$ из современных летательных аппаратов обладает планер «Нimbus» (ФРГ, 1970), а большинство коммерческих самолетов имеют значения K в пределах от 10 до 30.

Из (6) видно, что чем дальше мы хотим «протянуть» в воздухе, тем больше должен быть угол γ и, значит, тем больше отношение c_y/c_x . Но это отношение есть просто тангенс наклона прямой OM , проходящей на рис. 8 через начало координат O и точку поляры M , соответствующую определенному углу атаки α_M . И хорошо видно, что дальше всего мы пролетим, когда эта прямая станет касательной к поляре (ON), так как в этом случае угол γ самый большой.

Итак, имея на борту вашего летательного аппарата его поляру, вы можете при помощи линейки провести касательную ON и прочесть тот угол атаки α_N , который вам нужно держать, чтобы дотянуть до «своих» через речку или линию фронта.

4. ПРИСОЕДИНЕННАЯ МАССА

Это — дух Марли! ...Длинная цепь опоясывала его и во-
лочилась за ним ... Она была составлена... из ключей,
висячих замков, копилок, документов, гробсбухов и тя-
желых кошельков с железными застежками.

Ч. Диккенс
«Рождественская песнь в прозе»

Но только ли от скорости движения тела за-
висит действующая на него аэродинамическая сила?

Давайте рассмотрим пузырек воздуха в воде (мысле-
но или, например, в аквариуме с принудительной «вен-
тиляцией») — такой пузырек очень похож на воздушный
шар в атмосфере. На него будет действовать вверх сила
Архимеда, равная, как мы знаем, весу воды в объеме
пузырька. А масса пузырька, т. е. масса заключенного
в нем воздуха, приблизительно в тысячу раз меньше, чем
масса воды того же объема. Значит, чтобы пайти уско-
рение пузырька под действием силы Архимеда, согласо-
второму закону Ньютона мы должны разделить силу Ар-
химеда на массу пузырька. В результате получим при-
близительно 1000g! Выходит, что пузырек, первоначально
покоившийся в воде (поэтому мы и не приняли во вни-
мание силу сопротивления — она равна нулю при нуле-
вой скорости), а затем предоставленный самому себе,
должен «рвануться» вверх под действием силы Архимеда
с ускорением, в тысячу раз (физики говорят: на три по-
рядка) превышающим ускорение земного тяготения!

Тут явно что-то не так.

А все дело в том, что, пачиная двигаться, и пузырек,
и воздушный шар должны сообщить ускорение еще и
массе окружающей их среды; ведь какая-то масса долж-
на перетекать сверху вниз, в области, освобождаемые шар-
ром от своего присутствия. А какую же массу воздуха
должен ускорить шар? Неужто всю атмосферу? В прин-
ципе — да, он приводит в
движение всю атмосферу,
но, конечно, чем дальше
от него, тем слабее будет
движение атмосферы.
В результате вычислений
(которые для нашей кни-
ги очень сложны) полу-
чим, что эта *присоединен-*
ная масса воздуха, кото-
рую ускоряет шар, равна
в точности половине мас-



сы воздуха в объеме шара. А для круглого цилиндра, ускоряющегося перпендикулярно своей оси, совсем просто: присоединенная масса равна массе воздуха в его объеме. В результате шар и любое тело, ускоряющееся в воздухе, будет обладать кажущейся массой, равной сумме масс самого тела (в покое) и его присоединенной массы. Вот почему все движения аэростатов и дирижаблей с изменением скорости будут выглядеть так, как если бы эти летательные аппараты сильно «тяжелели» при этих маневрах. При равномерном и прямолинейном движении присоединенная масса равна нулю.

Таким образом, присоединенная масса зависит от формы тела, а для одного и того же тела — от направления ускорения (если это, конечно, не шар). Например, в случае сигарообразного дирижабля его присоединенная масса в осевом направлении меньше, чем в перпендикулярных к нему направлениях.

Явление присоединенной массы впервые было открыто экспериментально в 1776 г. Дюбуа, изучавшим колебания сферического маятника в воздухе. Измеренные им значения коэффициента присоединенной массы лежат в интервале $0,45 \div 0,67$, в который попадает и точное значение 0,5 для сферы.

А что же пузырек, с которого мы начали? Для воздушного пузырька в воде присоединенная масса почти в полтысячи раз больше его собственной массы, следовательно, ускорение из состояния покоя под действием силы Архимеда составит около $2g$.

5. НАГРУЗКА НА КРЫЛО И ДРУГИЕ ПОЛЕЗНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Безупречный совет один стоит длинной поэмы. Что это значит? Можно ли сказать, что хороший завтрак лучше дурной погоды?

А. С. Пушкин

В самом деле, как сравнить между собой все, что умеет летать — насекомых, птиц, человека на мускулолете, авиалайнер? Очевидно, не по развиваемой ими мощности N (смешно тут сравнивать «Боинг-747» со стрекозой), не по площади неподвижных крыльев или площади S , ометаемой движущимися крыльями или вин-

тами, не по весу G (в отдельности), а по некоторым удельным характеристикам.

Из указанных величин разумно построить такие удельные характеристики, как нагрузка на площадь G/S — вес, приходящийся на единицу несущей площади, и нагрузка на мощность G/N , показывающая,

какой вес приходится на каждый ватт (или каждую лошадиную силу) энергетической установки летательного аппарата. (Напомним: 1 л. с. = 735 Вт, 1 кгс = 9,8 Н.)

Давайте определим, как нагрузка на мощность зависит от скорости. Поскольку в полете вес летательного аппарата уравнивается подъемной силой, которая равна силе сопротивления, умноженной на аэродинамическое качество крыла (см. равенства (6)), а мощность — это произведение скорости на силу тяги (равной силе сопротивления), то можно записать

$$\frac{G}{N_v} = \frac{K \cdot X}{v \cdot X} = \frac{K}{v}. \quad (7)$$

(Понятно, что здесь N_v — не полная мощность двигателя, а только полезная ее часть, равная $N\eta$, где η — коэффициент полезного действия.)

Оказывается, нагрузка на мощность обратно пропорциональна скорости. Это значит, что при заданной мощности больший вес можно переносить только с меньшей скоростью — тривиальный факт.

Формулу (7) можно переписать и по-другому. Ведь в полете, как уже было сказано,

$$G = Y \sim c_v \rho v^2 S, \quad (7')$$

(см. формулу (5)). Из формулы (7') видно, что

$$v \sim \sqrt{G/S}, \quad (8)$$

т. е. скорость пропорциональна корню квадратному из нагрузки на крыло.

Если мы теперь построим плоскость (рис. 11, а) с осями, на которых отложены эти величины: скорость, G/S (по горизонтали) и G/N (по вертикали), то каждый режим полета изобразится точкой. Но поскольку приходит-



ся не только летать горизонтально, а взлетать с Земли или делать развороты, как в случае выполнения восьмерки на мускулолете, когда требуется большая мощность, то каждый «аппарат» на этом графике, вообще говоря,

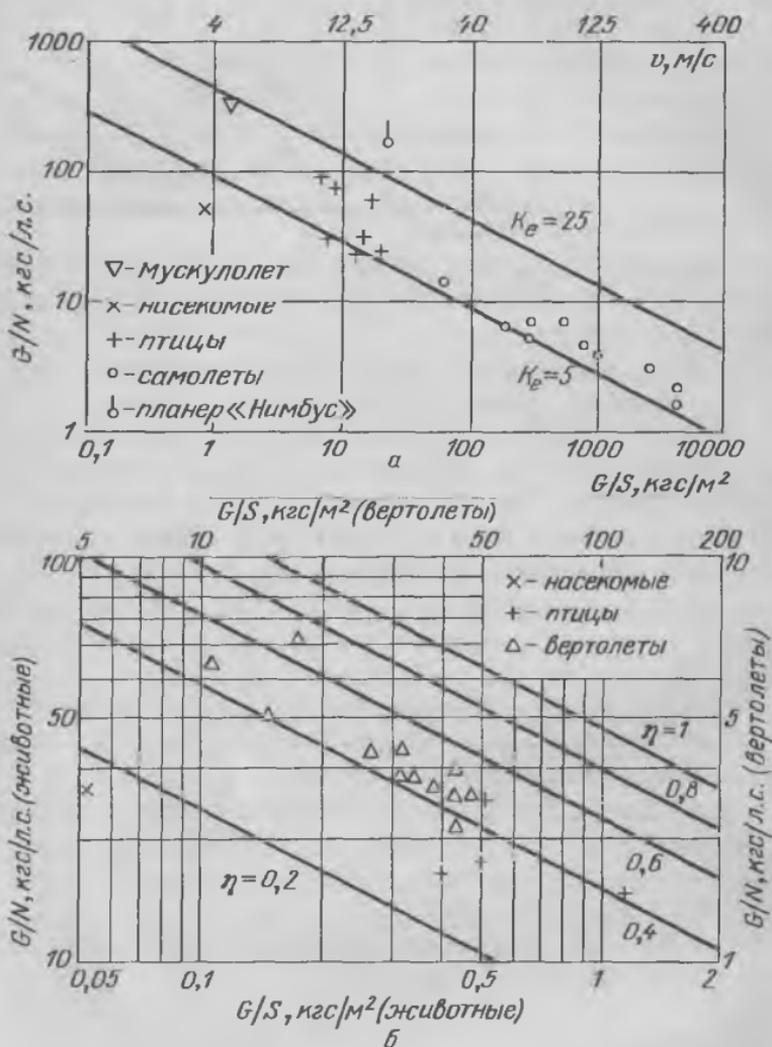


Рис. 11. Связь между весом, мощностью и площадью несущей поверхности для насекомых, птиц, планеров, самолетов и вертолетов

должен быть изображен не точкой, а некоторым «размазанным» пятном, горизонтальный размер которого характеризовал бы диапазон его скорости, а вертикальный — разброс по мощности; очевидно, что нижняя точка этого пятна соответствует максимальной мощности, а верх-

ням — спокойному горизонтальному полету. Далее, как видно из (7), нагрузка на мощность (полную) пропорциональна произведению $K\eta = K_e$; поэтому на рис. 11, а проведены две линии с характерными значениями этого эффективного качества.

Кстати, почему при повороте нужна бóльшая мощность? Прежде всего, необходимо наклонить крыло в сторону поворота. Но при этом подъемная сила, перпендикулярная плоскости крыла, тоже наклонится, а направление веса останется прежним — вертикальным. Тогда вертикальная составляющая подъемной силы (она ведь меньше модуля силы) уже не сможет «компенсировать» прежний вес, и нужно увеличить скорость полета (или угол атаки), а значит и силу лобового сопротивления, и мощность.

Вот почему в 1959 г. было объявлено через Королевское общество о призе в 5000 фунтов стерлингов тому, кто сделает на мускулолете одну милю по траектории в виде восьмерки, а через шесть лет эту сумму удесятирили.

«...И вот победы достиг мускулолет доктора Макриди... напоминающий гигантскую стрекозу. Его окрестили „Госемер (паутиный) Кондор“. На высоте 3 м он продержался в воздухе 7 минут и 20 секунд, пролетев 2200 м. Траектория полета представляла собой восьмерку, т. е. мускулолет сделал два разворота. Размах его крыльев составлял 30 м — как у большого самолета, площадь несущих поверхностей — 75 м². Несмотря на это, машина имела массу всего 35 кг... Вращая педали, пилот сообщал пропеллеру (его диаметр 3,7 м) 110 оборотов в минуту. Скорость в воздухе составляла от 17 до 20 км/ч *)».

Затем был совершен перелет из Англии во Францию через пролив Па-де-Кале на мускулолете «Госемер Альбатрос», построенном под руководством того же доктора по схеме «утка», с огромными крыльями (размах 29 м) и толкающим винтом (диаметр более 4 м). Масса аппарата вместе с пилотом-мотором не превышала 100 кг **). Учитывая, что тренированный человек при весьма высоком напряжении сил и в течение не слишком продолжительного времени может развивать мощность до 250 Вт — примерно треть лошадиной силы, видим, что полетная

*) Наука и жизнь, 1978, № 1, с. 132.

***) Наука и жизнь, 1987, № 3, с. 95.

нагрузка у мускулолетов составляет около 300 кгс/л.с.—намного больше, чем у самых «экономичных» птиц и насекомых.

И, наконец, весной 1988 г. на мускулолете «Дедал» был совершен перелет на расстояние около 120 км, по существу более значимый с точки зрения древней легенды — с острова Крит на остров Санторин.

Таким образом, человек уже достиг поставленной цели — летать, если не при помощи машущих крыльев, то по крайней мере при помощи своих собственных сил. Но вспомним Древнюю Грецию.

6. МОГ ЛИ ИКАР ВЗЛЕТЕТЬ «ПОД САМОЕ НЕБО»

Дедал и сына учил: «Полетишь серединой пространства!
Будь мне послушен, Икар: коль ниже ты путь свой
направишь,
Крылья вода отягчит, коль выше — огонь обожжет их».

Публий Овидий Назон.
«Метаморфозы, книга восьмая»

Но, как известно, не послушал Икар отца, «стремлением к небу влекомый», поднялся «под самое небо», Солнце «воск благовонный огнем размягчило», перья выпали, подъемная сила стала меньше веса Икара.

Конечно, ничего хорошего не могло выйти из пренебрежения наставлениями старших. Но могло ли выйти вообще что-либо из затеи мудрого Дедала — улететь из плена на острове Крит и в машущем полете над морем покрыть порядка трехсот километров до острова Самос, близ которого упал неосторожный и непослушный юноша?



Подчеркнем: в этой прекрасной легенде речь идет именно о машущем полете, а не о мускулолете, и изобретатель, пользуясь подручными средствами, которые поставила ему Природа (воск, перья), заимствовал у Природы и саму идею птичьего полета. (Характерно, что величайшим достижением мифического художника Дедала считались не его статуи и воздвигнутые им здания, а именно сделанные им крылья.)

А как летают птицы?

Вообще-то полет птицы очень прост для описания, так как устройство ее крыла сложнее, чем у самолета: оно может изгибаться в кистевом суставе, откидываться назад, превращаться в поверхность, изрезанную многими щелями. Но для упрощения представим себе его плавную траекторию, например, в виде синусоиды (рис. 12, а). На участке, где крыло поднимается вверх (правая часть рисунка), подъемная сила Y_1 (перпендикулярная скорости обтекания крыла $-v_1$) наклонена назад, значит, здесь она,

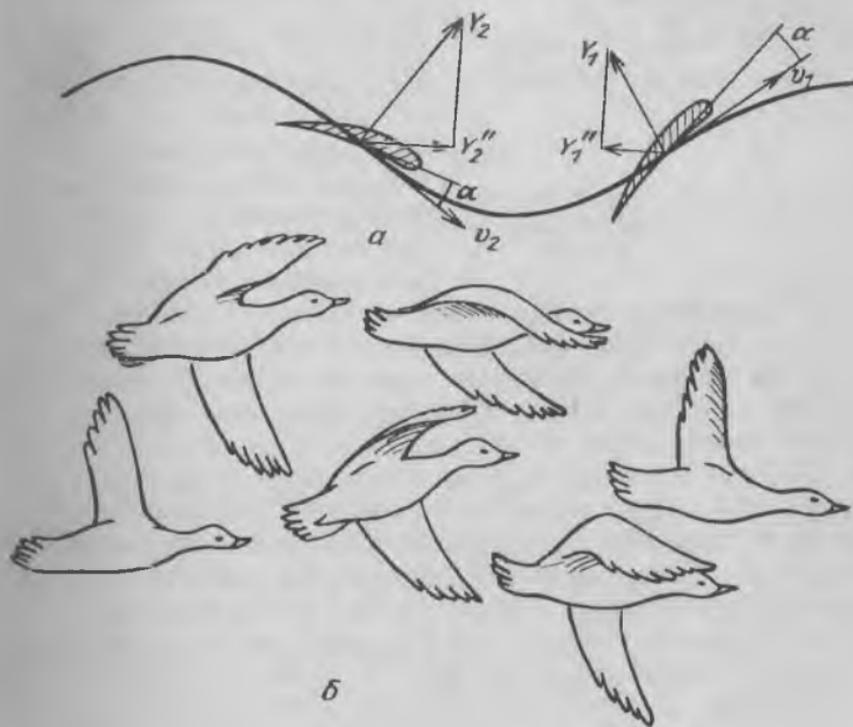


Рис. 12. Траектория и угол атаки сечения крыла утки в горизонтальном полете

как и сила сопротивления, имеет тормозящую компоненту Y_1'' . При этом корпус птицы «проваливается» вниз. Значит, чтобы в среднем лететь горизонтально, на участке опускания крыла (левая часть рисунка) его плоскость надо повернуть так, чтобы подъемная сила Y_2 наклонилась вперед и получилась бы направленная вперед сила тяги Y_2'' . Описанная траектория близка к случаю медленного горизонтального полета утки, взмахи крыла которой происходят в плоскости, близкой к вертикальной

(рис. 12, б). Таким образом, помимо махового движения, сечение крыла совершает еще крутильные колебания (повороты вокруг горизонтальной оси).

Птицы могут находиться в воздухе и в режиме висения. Правда, с уткой это происходит редко (разве что спросить правдивых охотников?), а вот воробьи и колибри это умеют. В нашем климате летом можно наблюдать «трепещущее» зависание воробьев над травой, в которой



Рис. 13. Траектория и повороты сечения крыла колибри в режиме висения

они что-то высматривают. На рис. 13 показаны траектория кончика крыла колибри (которые не настолько уж экзотичны: они в одном отряде со стрижами) и повороты плоскости крыла. Видно, что при взмахе назад крыло поворачивается так, чтобы подъемная сила сохраняла направление вверх.

Рассмотрим, что происходит в режиме висения. Пусть горизонтальная проекция площади, ометаемой несущим органом (винтом вертолета, крыльями птицы или насекомого), равна S . Воздух, ускоренный этим органом, изменяет свою скорость от нуля (вдали от летающего объекта) до v_1 над площадкой S и затем до v_2 — под нею. Пусть в единицу времени через эту площадку проходит μ (кг/с) воздуха. Тогда поток импульса в вертикальной струе под площадкой равен μv_2 , а вдали от аппарата над площадкой воздух спокоен, $v_\infty = 0$. Следовательно, этот поток импульса равен подъемной силе, а она, в свою очередь, — весу аппарата. Итак,

$$G = \mu(v_2 - 0) = \mu v_2.$$

Далее, изменение кинетической энергии этой же массы воздуха, отбрасываемой в единицу времени вниз, равно $N = \mu(v_2^2/2 - 0)$ (здесь мы пренебрегли изменением потенциальной энергии этой массы в поле тяготения Земли). С другой стороны, можно рассматривать несущий орган как вентилятор, преодолевающий перепад давления, создающий подъемную силу. Этот перепад давления «гонит» подсасываемый сверху воздух со скоростью v_1 , для чего требуется мощность $N = Gv_1$ *). Учитывая уже изве-

*) Юрьев Б. Н. Избранные труды, т. I.— М.: Изд-во АН СССР, 1961.— С. 290.

стное соотношение $G = \mu v_2$, из равенства двух выражений мощности получим

$$N = \mu v_2^2 / 2 = \mu v_2 v_1,$$

откуда

$$v_2 = 2v_1.$$

Таким образом, скорость под несущей площадкой вдвое больше, чем над ней.

Найдем теперь нагрузку на мощность в рассматриваемом случае «висящих» объектов. Выразим мощность и подъемную силу (вес) через скорость v_1 : $N = Gv_1$, $G = 2\rho S v_1^2$ и исключим отсюда v_1 . Получим

$$\frac{G}{N} = \sqrt{\frac{2\rho}{G/S}}.$$

Конечно, здесь под N надо понимать не мощность двигателя, поскольку не вся она идет на отбрасывание воздуха вниз — часть теряется на закручивание струи, неравномерность поля скоростей, трение о воздух. Поэтому, если мы хотим ввести в формулу мощность двигателя, надо учитывать эти факты при помощи множителя η (меньшего единицы), который можно назвать *относительным к.п.д.*, так что $N = \eta N_{\text{дв}}$. Можно сказать, что η является мерой энергетического совершенства летающего объекта в режиме висения.

На рис. 11, б приведена зависимость нагрузки на мощность от нагрузки на площадь (теперь уже не «на крыло», потому что несущим элементом может быть и винт вертолета) для реальных летательных объектов, способных неподвижно висеть в воздухе. Самая верхняя кривая (в логарифмических координатах — прямая) соответствует идеальному случаю $\eta = 1$. Точки, соответствующие реальным объектам, лежат ниже этой идеальной зависимости. Для птиц измерения — к сожалению, немногочисленные — дают значение η от 0,27 до 0,47; для единственного хорошо изученного насекомого — мушки дрозофилы — 0,16. А у вертолетов значение этого коэффициента колеблется от 0,38 до 0,68; следовательно, можно с гордостью сказать, что по степени энергетического совершенства в режиме висения они заметно превосходят то, что создала природа. И понятно, почему.

Во-первых, у насекомых и птиц источником потерь является неполнота ометания круга с радиусом, равным размаху крыла. Во-вторых, их малые размеры (особенно

в случае насекомых) приводят к тому, что все большую роль начинает играть вязкость воздуха — для мелких движущихся объектов он все более похож на масло или даже мед, о чем будет подробно рассказано в разделе 11.

Таким образом, основной причиной умения насекомых и малых птиц взлетать вертикально и совершать трещащий полет является просто-напросто малая нагрузка на ометаемую крылом площадь. С увеличением размеров эта площадь растет пропорционально квадрату, а масса — кубу размера; следовательно, нагрузка на площадь пропорциональна линейному размеру. Вот почему способностью к вертикальному взлету и зависанию обладают только небольшие птицы (не крупнее голубя). Более крупные (например, ворон) осуществляют вертикальный взлет только благодаря мощному толчку ногами, еще более крупные (гагара, пеликан, фламинго) взлетают, подобно самолету, с разбегом. Наконец, такие гиганты птичьего мира, как кондор, альбатрос, могут начать полет только бросаясь с возвышенных предметов — деревьев, скал, прибрежных дюн, гребней волн.

Поэтому к попыткам создать искусственный аппарат с машущими крыльями, способный поднять человека и делать все, что умеет малая птица, надо относиться с осторожностью.

Но, может быть, можно летать, как бабочка: при помощи прямых ударов плоскости крыла о воздух сверху вниз? А при движении вверх в крыле можно было бы открывать клапаны, пропускающие воздух, или просто поворачивать его вертикально, ребром по направлению движения. Подкупающая простота такого аппарата привела к сотням вариантов, предложенных изобретателями. Однако оценки показали, что такой аппарат уступает вертолету по экономической эффективности в несколько раз.

Вернемся к рис. 11а, и к возможности полета Икара. Видно, что весьма экономичным природным летательным аппаратом является саранча. Будь саранча размерами с человека, она ни за что не смогла бы летать. Ведь для сохранения той же нагрузки на площадь (приблизительно 1 кгс/м^2) ее крылья должны были бы иметь размеры $25 \times 7 \text{ м}$. Представьте, что бы человек делал с такими крыльями. Пожалуй, у него отпало бы желание летать.

Поэтому Дедал, конечно, сделал для Икара крылья поменьше; ну, скажем, пусть их размах порядка $L \sim 3 \text{ м}$. Тогда ометаемая ими площадь составит $\pi L^2/4 \sim 7 \text{ м}^2$. При суммарной массе (Икар + крылья) порядка 70 кг

нагрузка на площадь будет ~ 10 кгс/м². По графику па рис. 11, *a* видим, что при этом Икар летел бы со скоростью 45 км/ч, что совсем неплохо (от Крита до Самоса около семи часов лету). Его характеристики лежали бы где-то между характеристиками чайки и ястреба, да вот только при этом потребовалась бы нагрузка на мощность от 30 до 100 кгс/л.с. (как у пгиг). Разделив на эту величину вес «летательного аппарата» «Икар + крылья», равный 70 кгс, получим необходимую мощность в пределах $2 \div 0,7$ л.с. Но даже тренированный человек при очень большом напряжении сил (и то не очень долго) может развивать не более трети лошадиной силы. Так что прекрасная легенда о Дедале и Икаре отражает полет мысли, а не самих героев.

7. КТО ДАЛЬШЕ: ПТИЦА ИЛИ САМОЛЕТ?

Слава Александра Македонского, несомненно, была бы неполной, если бы ему не удалось побывать на небесах. Легенда гласит, что он сделал такую попытку, запрягши в колесницу несколько голодных орлов, которых он поуждал к полету с помощью приманки, привязанной к пальце перед их головами. Во время полета Александру повстречалась птица с человеческим лицом, от которой он узнал, что полеты ввысь находятся под запретом. Тогда царь спустился вниз и очутился на Земле вдали от места взлета.

А. А. Штерифельд *)

В процессе полета по мере сжигания топлива самолет становится все легче. Биологи говорят, что птицы тоже заметно худеют, пролетев над горами и океанами десятков тысяч километров. Значит, с течением времени (или с пройденным расстоянием) подъемная сила тоже должна уменьшаться.

Найдем связь между дальностью полета и потерей массы. Вспомним, что подъемную силу можно выразить через силу сопротивления и аэродинамическое качество крыла (δ) и умножим еще обе части равенства на



*) Штерифельд А. А. Введение в космонавтику.— М.: Наука, 1974.

скорость движения. Получим

$$XKv = mgv. \quad (9)$$

Но $Xv = N$ — мощность. Предположим, что в единицу времени сжигается одна и та же масса топлива μ кг/с. Тогда за время Δt будет сожжено $\mu\Delta t$ килограммов. Разделим почленно равенство (9) на равенство

$$\mu = -\Delta m/\Delta t,$$

получим

$$-\frac{NK}{\mu} = mgv \frac{\Delta t}{\Delta m}.$$

Произведение $v\Delta t$, входящее в последнее выражение, можно записать в виде $v\Delta t = \Delta x$. Значит, уравнение, описывающее изменение массы m с изменением расстояния x , примет вид

$$-\Delta x = \frac{\Delta m}{m} \cdot \frac{NK}{\mu g}.$$

Интегрируя это уравнение от старта ($x=0$, $m=m_0$) до конца полета ($x=L$, $m=m_0 - m_r$, где m_r — масса израсходованного горючего), получим

$$L = -\frac{NK}{\mu g} \ln \left(1 - \frac{m_r}{m_0} \right). \quad (10)$$

Это выражение называется формулой Бреге. Любопытно, что дальность полета оказалась не зависящей ни от размеров аппаратов (или птиц), ни от их абсолютной (в килограммах) массы! А вот от относительного количества сожженного горючего m_r/m_0 зависит. А еще она зависит от развиваемой мощности в расчете на секундный расход горючего (или питательных веществ) N/μ . Так что не удивительно, что и птицы, и самолеты летают приблизительно одинаково далеко. Только первые это делают медленно, а вторые — существенно быстрее (см. верхнюю шкалу рис. 11).

8. УСТОЙЧИВОСТЬ ПОЛЕТА: КУДА ДЕВАТЬ ХВОСТ

Но вот однажды задул *большой* ветер. Начал он с пустяков. По небу пронеслось несколько кроликов да пара ворон хвостом вперед. Ничего особенного.

С. Флейшмен *)

Крыло самолета, конечно, должно давать направленную вверх подъемную силу Y , зависящую от угла атаки α . А вот горизонтальное оперение (стабилизатор) мы можем разместить, как нам понравится — впереди или сзади (два варианта), причем придать ему либо положительный, либо отрицательный угол атаки (еще два варианта). В последнем случае он будет давать направленную вниз небольшую отрицательную (уже не подъемную, а «утапливающую») силу y , зависящую от угла атаки стабилизатора α_c . Итого имеем четыре варианта, показанные на рис. 14, а—г.

Все ли эти варианты допустимы? С точки зрения статического равновесия тут все в порядке: алгебраическая сумма всех сил (в проекции на вертикальную ось) и моментов (относительно центра масс O) равны нулю:

$$\begin{cases} -G + Y \pm y = 0, \\ lY - l_c y = 0. \end{cases}$$

(Заметим, что эти уравнения описывают равновесие рычажных весов с плечами l и l_c и точкой подвеса в центре масс самолета.) Примем далее для простоты рассуждений, что $|\alpha_c| = \alpha$ и что силы Y и y линейно зависят от α . Что произойдет, если угол атаки случайно изменится, скажем увеличится, на $\Delta\alpha$ (рис. 15)? Пусть (еще предположение) $\Delta\alpha = \alpha$. Тогда во всех четырех случаях, представленных на рис. 15, а—г, подъемная сила крыла самолета возрастет вдвое. Подъемная сила стабилизатора тоже возрастет вдвое в случаях а и в и уменьшится до нуля в случаях б и г.

Копечно, прежде всего самолет «потянет вверх»,



*) Флейшмен С. Чудесная ферма мистера Мак Брума.— Вокруг света, 1975, № 2, с. 74.

так как во всех случаях суммарная подъемная сила больше веса G . Но не это главное. Важно выяснить, в каких случаях появится момент сил, самостоятельно (без участия летчика или автопилота) возвращающий самолет к прежнему углу атаки.

В случаях a и $в$ уравнение моментов относительно центра масс сведется к прежнему уравнению (второму

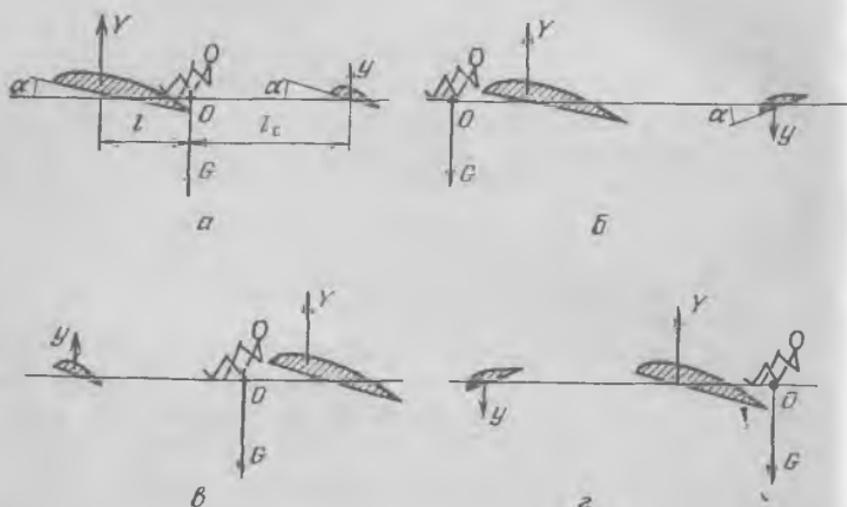


Рис. 14. Начальное состояние горизонтального полета. Четыре варианта статического равновесия: a — стабилизатор расположен сзади и имеет положительный угол атаки; $б$ — стабилизатор расположен сзади под отрицательным углом атаки; $в$ — стабилизатор расположен спереди под положительным углом атаки; $г$ — стабилизатор расположен спереди под отрицательным углом атаки. O — центр масс, l и l_c — расстояния от центра масс до точки приложения подъемных сил Y (крыла) и y (стабилизатора)

в приведенной системе), просто умноженному на $2 \cos \alpha$: моменты обеих сил $2Y \cos \alpha$ и $2y \cos \alpha$ будут по-прежнему компенсировать друг друга и самолету будет безразлично, под каким углом атаки лететь (безразличное равновесие). Точно так же шару, лежащему на горизонтальной плоскости, все равно — оставаться неподвижным или катиться (рис. 16, $a, в$). Это положение безразличного равновесия.

В случае $г$ (рис. 15) увеличение Y приведет к вращению самолета по часовой стрелке в сторону дальнейшего роста угла атаки. Это, в свою очередь, вызовет дальнейшее увеличение Y , приведет к появлению положительной подъемной силы стабилизатора, помогающей «задирать нос», так что угол атаки будет все время на-

растать. Ситуация похожа на поведение шарика, помещенного на вершину горки (рис. 16, *з*), — его равновесие будет неустойчивым: любое отклонение приведет к возрастанию силы, уводящей его от этого положения.

Наконец, в случае *б* (рис. 15) рост угла атаки вызовет момент силы, стремящийся повернуть самолет носом

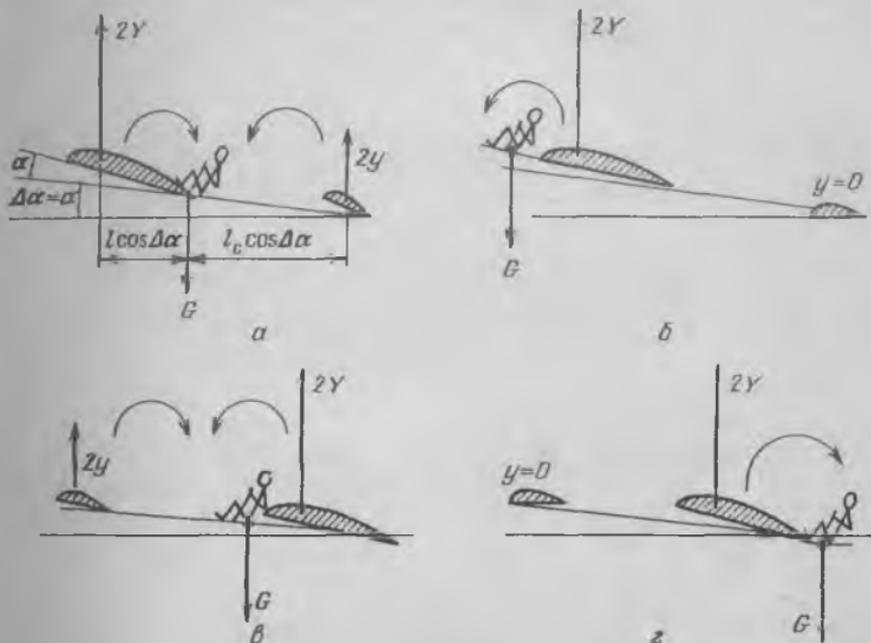


Рис. 15. Силы и моменты сил относительно центра масс после увеличения угла атаки вдвое: *а* — подъемные силы крыла и стабилизатора удвоились, их моменты по-прежнему компенсируют друг друга; *б* — подъемная сила стабилизатора исчезла, появился некомпенсированный момент подъемной силы крыла на пикеирование; *в* — то же, что в случае *а*; *г* — подъемная сила стабилизатора исчезла, подъемная сила крыла создает момент, опрокидывающий самолет назад

вниз, т. е. вернуть в исходное положение. (Если бы приращение $\Delta\alpha$ стало больше α_c , то и стабилизатор стал бы еще помогать этому.) Эту ситуацию мы можем смоделировать шариком в лунке (рис. 16, *б*) — любое смещение из самой нижней точки приводит к возникновению силы, возвращающей в положение равновесия.

Итак, только случай *б* (рис. 14) — с задним стабилизатором под отрицательным углом атаки — обеспечивает устойчивость горизонтального полета; при этом аппарат можно предоставить самому себе. Во всех других слу-

чаях надо глядеть в оба и вмешиваться в его движение, исправляя случайные возмущения угла атаки.

Поэтому схема *б* и получила самое широкое распространение. Правда, изредка конструировали аппараты по схеме *в* — так называемая «утка» (ведь мы в своих рассуждениях предположили, что коэффициент пропорциональности линейных зависимостей \dot{Y} и y от α одинаков, а это не обязательно так — его можно сделать меньшим

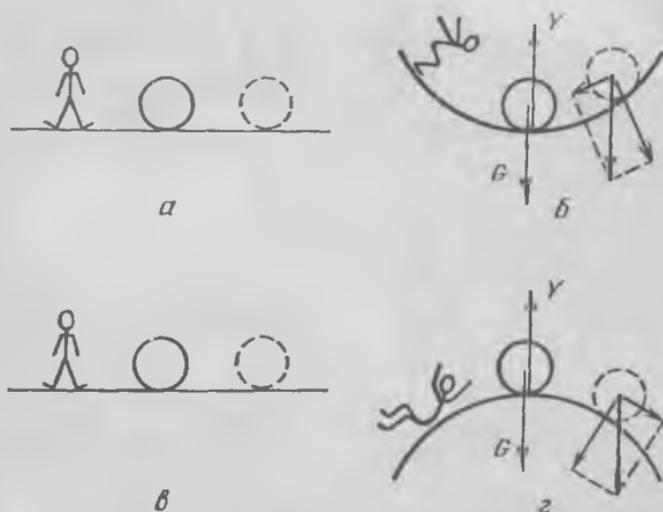


Рис. 16. Модели различных случаев равновесия, представленных на рис. 14: *а* — шарик на горизонтальной плоскости — безразличное равновесие; *б* — шарик в лунке — устойчивое равновесие; *в* — то же, что в случае *а*; *г* — шарик на вершине горки — неустойчивое равновесие

для $y \sim \alpha$, и тогда суммарный момент сил при возрастании α окажется возвращающим). Однако с ростом скорости полета излишняя устойчивость оказалась помехой для управляемости — а тут появились системы, способные быстро (гораздо быстрее пилота) реагировать на все отклонения, — и в результате современные высокоманевренные аппараты летают в статически неустойчивых областях параметров — они похожи на шарик на горке (рис. 16, *г*), который внешний заботливый наблюдатель все время подталкивает на прежнее место, если шарик вздумает куда-либо скатываться.

Кстати, один из первых поднявшихся в воздух самолетов (братьев Райт, 1903 г.) и один из самых последних рекорсменов — «Вояджер», облетевший без посадки вокруг земного шара (1986 г.), — «утка». Но первый из

них — случайная проба, когда об аэродинамике знали очень мало, и от этой схемы быстро и надолго отказались, а последний, когда в аэродинамике понимали уже много, — вполне сознательно принятый вариант.

А что же птицы? Какую схему статической устойчивости избрала эволюция для этих древних «летательных аппаратов»? Оказывается, даже сама утка не пожелала выбрать то, что называли «уткой» конструкторы летательных аппаратов (схемы в и з).

9. СКАЧОК УПЛОТНЕНИЯ, ИЛИ КАК ПЛОХО ТУПОМУ ТЕЛУ

Розовое пламя вокруг корабля по мере погружения в атмосферу постепенно сгущается, становится пурпурным, затем багровым. Жаропрочное стекло покрывается желтоватым налетом, стальная обечайка иллюминатора плавится и огненные брызги проносятся возле стекла. Захватывающее зрелище!

Герман Титов *)

Пусть какое-нибудь тело (например, самое совершенное, с точки зрения древних греков, — шар) движется в окружающей среде очень-очень-очень медленно (скажем, дробинка оседает в банке меда). Что значит «так медленно», что мы трижды повторили слово «очень»? Это значит, что ближайшие к шару слои меда не только успевают «сообщить» следующим слоям, что тут что-то движется, но эти следующие слои успевают отреагировать на полученную «информацию» и передать ее дальше, и так до бесконечности. Весь мед даже в самой большой банке «знает», что в нем движется дробинка, и поэтому сам паходится в движении. Такое движение называется *ползущим* (рис. 17).

Но нам нужно не ползать, а летать, и не в меде, а в газообразной атмосфере. А как молекулы газа передают друг другу информацию о том, что



*) Титов Герман. Голубая моя планета. — М.: Воениздат, 1977. — С. 184.

в газе что-то движется? Ведь это происходит только при их столкновениях с движущимся телом и друг с другом, а столкновения происходят (в среднем) не ближе, чем средняя длина свободного пробега.

Посмотрев на рис. 2, а, мы увидим, что на разных высотах медленно движущееся тело распространяет информацию о своем движении на различные расстояния:

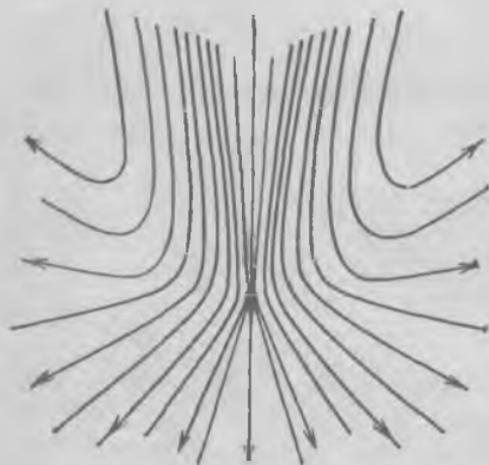


Рис. 17. Картина линий тока меда в большой банке с равномерно падающим шариком

на уровне моря ($h = 0$) первое же столкновение молекулы, отскочившей от тела, происходит с другой молекулой на малом расстоянии 10^{-7} м; на высоте 100 км — приблизительно на 1 м; а на высоте 300 км — уже на 10 км!

Пусть скорость тела, движущегося в нижних слоях атмосферы, все возрастает, но пока что не превышает среднюю скорость молекул. Тогда молекулы, отражаясь от тела, еще будут успевать обгонять его и сообщать расположенным впереди молекулам о приближении к ним тела. Но ведь есть и такие молекулы, которые движутся медленнее средней скорости, — они после первого соударения не успевают отразиться и остаются у тела.

В результате вокруг тела образуется так называемый пограничный слой, в котором течение газа будет чем-то похоже на обтекание дробинки медом. Так что внешние молекулы атмосферы могут теперь и не дойти до тела, а взаимодействовать с паружной «поверхностью» этого пограничного слоя. Таким образом, тело стало как бы толще на этот палипший на него пограничный слой; а следовательно, уже хотя бы поэтому его сопротивление возросло. К тому же и сам слой не неподвижен — его

подсолой трутся друг о друга, выделяется тепло, как говорят физики, происходит диссипация энергии. А откуда черпается эта энергия? Конечно же, опять-таки отнимается от кинетической энергии движущегося тела или от его двигателя.

Итак, пока мы движемся медленнее, чем звук, каждое «дрожание» пограничного слоя на теле успевает обогнать тело и сообщить вперед о его приближении. На рис. 18, а условно изображены в данный момент времени сферические фронты звуковых волн, порожденных движущейся точкой в последовательные предшествующие моменты времени. Видно, что фронты гуще в направлении движения, указанном стрелкой.

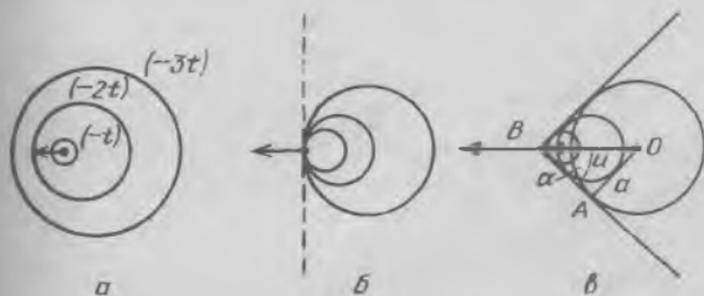


Рис. 18. Сферические поверхности возмущений, порожденных точечным источником, движущимся влево, в предыдущие последовательные моменты времени ($-t$, $-2t$, $-3t$, ...): а — скорость движения источника меньше скорости звука, поэтому последующие возмущения не успевают догонять предыдущие; б — скорость движения в точности равна скорости звука, поэтому все поверхности возмущений касаются друг друга перед источником; в — скорость движения источника больше скорости звука: последующие возмущения обгоняют предыдущие

Когда тело движется в точности со скоростью звука — все сферические фронты звуковых волн коснутся друг друга в точке перед телом, наложатся друг на друга (рис. 18, б) именно потому, что в направлении вперед и тело, и звуковые возмущения движутся с одинаковой скоростью.

Наконец, когда тело движется быстрее звука, фронты сферических волн, порожденных в газе телом в последовательные моменты времени, пересекутся друг с другом. Касательная линия к этим фронтам называется *линией Маха*, а из этих линий составитя *конус Маха* (рис. 18, в). Ни одно возмущение от тела не сможет выйти за этот конус, а атмосфера ничего «не будет знать» о летящем

в ней теле, пока этот конус не дойдет до точки наблюдения.

Отношение скорости движения тела относительно газа (u) к скорости звука в этом газе (a) называется *числом Маха* $M = u/a$. Таким образом, три картинки рис. 18 соответствуют значениям числа Маха $M < 1$, $M = 1$ и $M > 1$ и свидетельствуют о качественной перестройке течения при прохождении скорости звука ($M = 1$). В частности, для третьего случая (сверхзвукового движения, $M > 1$) полезно определить угол α при вершине конуса Маха. Из прямоугольного треугольника OAB видно, что за то время, пока возмущение, порожденное телом в точке O , дойдет до точки A со скоростью звука a ,

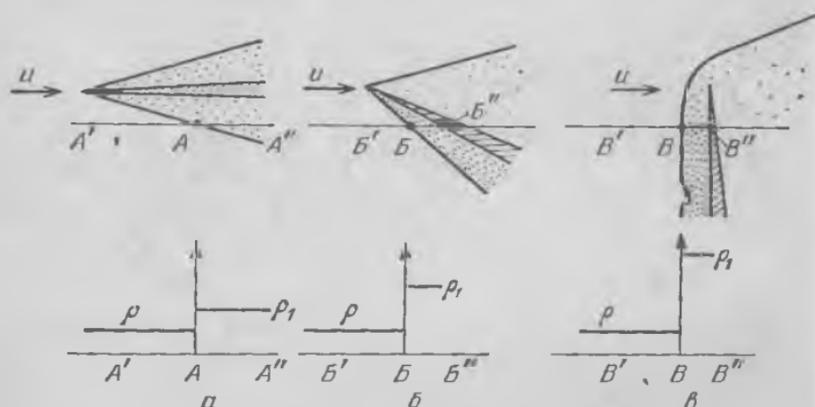


Рис. 19. С увеличением угла наклона тонкого клина по отношению к сверхзвуковому потоку сжимаемого газа наклонный скачок уплотнения переходит в прямой, за которым сжатие газа максимально: а — обтекание симметрично, при перемещении вдоль прямой $A'A''$ в точке A обнаруживается небольшой скачок плотности ρ ; б — клин наклонен по отношению к потоку, плотность газа за скачком (точкой B) возрастает; в — клин расположен поперек потока, плотность газа за скачком (точкой B) становится максимальной

само тело, двигаясь со скоростью u , окажется в точке B . Следовательно, искомый угол Маха будет определяться условием

$$\sin \alpha = \frac{OA}{OB} = \frac{a}{u} = \frac{1}{M}.$$

Такие конусы и линии хорошо видны, когда в аэродинамической трубе сверхзвуковой поток обтекает тонкую иглу или тонкий клин, расположенные параллельно потоку (рис. 19, а).

А теперь давайте начнем плоскость клина наклонять по отношению к потоку. Тогда молекулы будут отскакивать от наветренной полуплоскости под все более прямым углом, и начнет образовываться сжатый слой, отделенный от набегающего потока *косым скачком уплотнения* (рис. 19, б). Когда плоскость клина расположится перпендикулярно потоку (рис. 19, в), молекулы, налетающие на клин вдали от его края, не будут успевать соскальзывать с него, начнется настоящая толчея, и набегающие молекулы (они ничего не знают о препятствии — ведь скорость их больше скорости звука) с размаху будут врезаться в эту толпу молекул. У полуплоскости возникнет сжатый слой, отделенный от невозмущенного газа так называемым *прямым скачком уплотнения*. В этом скачке резко (на то он и скачок) падает скорость движения газа — от сверхзвуковой до медленной дозвуковой, резко возрастает плотность молекул — происходит сжатие газа.

А что происходит с температурой? Давайте оценим ее величину. Пусть тело движется очень быстро — например, в 10 раз быстрее звука, т. е. $u = 10a$. (Будем значения всех величин за скачком уплотнения обозначать индексом «1».) Тогда число Маха перед скачком равно $M = 10$, а каждая молекула массы m в набегающем невозмущенном потоке обладает кинетической энергией, приблизительно равной

$$\frac{1}{2} mu^2 = \frac{1}{2} ma^2 M^2.$$

Внутри сжатого слоя молекулы практически неподвижны относительно тела, значит, их кинетическая энергия почти целиком перешла в тепловую. Тогда для оценки температуры в сжатом слое можно положить приближенно, что

$$\frac{1}{2} ma^2 M^2 \approx \frac{3}{2} kT_1$$

откуда

$$T_1 \approx \frac{ma^2 M^2}{3k} = \frac{\mu_0 a^2 M^2}{3R}.$$

Здесь k — постоянная Больцмана, $R = \mu_0 k/m$ — газовая постоянная. Принимая для воздуха $\mu_0 = 29 \cdot 10^{-3}$ кг/моль, $a = 300$ м/с, получим $T_1 = 10\,000$ К.

Это что же получилось: в сжатом слое перед полуплоскостью, обтекаемой с удесятеренной скоростью зву-

ка, температура оказывается по порядку величины (на точность мы не претендуем) такой же, как на поверхности Солнца! Это означает, что молекулы воздуха «развалятся» (диссоциируют) на отдельные атомы. А что еще?

Сравним кинетическую энергию молекулы перед сжатым слоем с энергией ее ионизации.

В физических таблицах можно найти, что энергия однократной ионизации (в расчете на молекулу), например, для азота (основного компонента атмосферы) равна $\Phi \approx 15 \text{ эВ} \approx 2,5 \cdot 10^{-18} \text{ Дж}$. Оценим теперь кинетическую энергию налетающей молекулы:

$$E = \frac{1}{2} m a^2 M^3 = \\ = \frac{1}{2} \cdot 28 \cdot 1,7 \cdot 10^{-27} \text{ кг} \cdot (300 \text{ м/с})^2 \cdot 10^2 \approx 2 \cdot 10^{-19} \text{ Дж}.$$

Видно, что эти энергии сравнимы по порядку величины; значит, в сжатом слое можно ожидать появления и свободных электронов, и ионов, от которых эти электроны оторвались.

Конечно, на диссоциацию и ионизацию уйдет часть первоначальной кинетической энергии молекул, так что температура в сжатом слое станет несколько меньше, чем мы получили в нашей грубой оценке, но все равно она будет порядка тысяч градусов.

А если в сжатом слое выросли, по сравнению с невозмущенным газом, температура и плотность, то в еще большей мере вырастет и давление, так как, согласно уравнению Менделеева — Клапейрона, оно пропорционально их произведению!

И хотя мы провели рассуждения об образовании сжатого слоя на примере клина, который мы постепенно развернули поперек сверхзвукового потока, все это, очевидно, верно и для любого тела, к которому можно провести касательную плоскость, перпендикулярную потоку. Такие тела называются в аэродинамике затупленными. Но существования такой плоскости еще мало. Чтобы граница сжатого слоя (скачок уплотнения) была плоской, как у того скачка, который мы уже изучили, надо еще, чтобы радиус кривизны тела вблизи этой касательной плоскости, нормальной к потоку, был достаточно большим (больше, чем толщина сжатого слоя). Тогда этот скачок на некотором протяжении (поперек потока) будет похож на прямой. В качестве примера на рис. 20 изображен шар, обтекаемый сверхзвуковым потоком.

Видно, что в окрестности передней точки шара (в точке торможения) и слой, и скачок, действительно, почти плоские — это место выделено штриховым прямоугольником. Такие тела называются *тупыми*.

Итак, перед каждым тупым телом в сверхзвуковом потоке образуется сжатый и нагретый слой газа. Значит, при достижении скорости звука (на самом деле даже чуть раньше) должно прежде всего резко возрастать аэродинамическое сопротивление тела X . Следовательно,

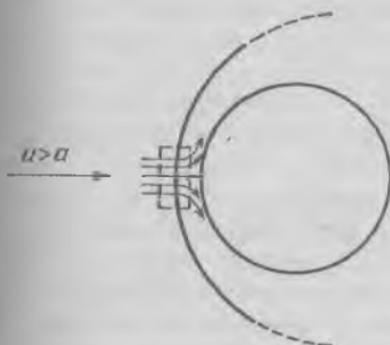


Рис. 20. В окрестности передней точки большого обтекаемого шара скачок уплотнения близок к прямому, что полезно для физических оценок

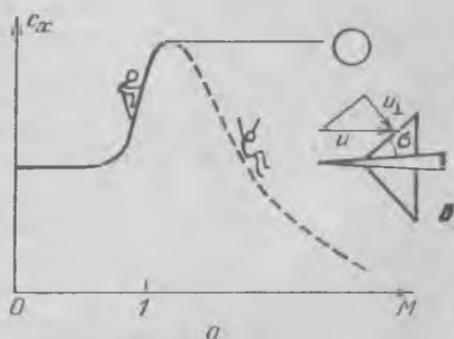


Рис. 21. Зависимость коэффициента сопротивления от числа Маха: a — качественный вид «звукового барьера» для шара (верхняя кривая) и заостренного тела (штриховая кривая); b — с увеличением стреловидности кромок крыла перпендикулярная к ним составляющая скорости обтекания становится дозвуковой ($u_{\perp} < a$, $M_{\perp} < 1$, хотя $M > 1$)

безразмерный коэффициент сопротивления c_x , входящий в формулу (5), должен зависеть не только от формы тела (это уже обсуждалось в разделе 3), но и от того, что больше: скорость движения тела относительно газа или скорость звука в этом газе. Проще сказать, что он должен зависеть от отношения этих двух скоростей, т. е. от введенного выше числа Маха M .

На рис. 21, a приведены результаты экспериментов по измерению этого коэффициента в функции числа Маха для шара (верхняя кривая). Графики имеют вид барьера: в окрестности скорости звука сопротивление резко возрастает, значит, возрастают и необходимые для движения сила тяги и мощность двигателя. Поэтому исторически рассматриваемое явление получило название *звукового барьера*.

А как преодолеть звуковой барьер? Теперь идея представляется нам тривиальной: надо заострить нос летательного аппарата, крылья отогнуть назад так, чтобы нормальная составляющая скорости к поверхности аппарата уменьшилась и ударная волна стала наклонной, близкой к конусу Маха (рис. 21, б). Вот мы и получили самолет со стреловидным крылом. Для заостренного тела зависимость коэффициента сопротивления от числа Маха

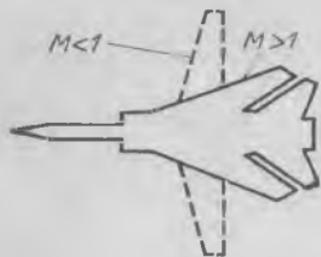


Рис. 22. Удачная мысль: делать крыло стреловидным только при сверхзвуковом полете

показана на рис. 21, а (штриховая кривая), она даже падает с ростом M . Это, конечно, не значит, что падает само сопротивление; ведь этот коэффициент еще умножается на v^2 ! (См. формулу (5) для X .)

Но, взлетая, самолет сначала не имеет сверхзвуковой скорости и может пользоваться обычными, а не стреловидными крыльями! Значит, надо сделать крыло с изменяемой геометрией (рис. 22).

Так удалось разрешить проблему звукового барьера. Но не всегда полезно «заостряться». Например, если мы хотим использовать тормозящие свойства атмосферы при возвращении из космоса на Землю (об этом позднее), нужно делать аппарат буквально «тупым как башмак». Тогда не избежать околозатуплений сильно сжатого слоя.

А мы теперь знаем, что воздух в этом слое уже совсем не тот, какой был перед ним, — им и дышать-то уже нельзя. Во-первых, он разогрет до тысяч градусов, во-вторых, в нем почти не осталось прежних молекул, а все больше атомы кислорода, азота, молекулы окислов азота, да еще и их ионы и электроны.

Электроны жадно стремятся объединиться с ионами, а при этом должна выделяться энергия, затраченная ранее на их разрыв (на ионизацию). Другие же электроны, которые не оторвались от своих атомов, сильно возбуждены — они заброшены на верхние энергетические этажи, и все это сложное многоэтажное здание атома дрожит и колеблется. А «скатываясь вниз», на орбиты, расположенные ближе к ядру, электроны что делают? Правильно! Они излучают фотоны и вообще все электромагнитные волны, которые можно излучить.

Но если нам не рекомендуется дышать «воздухом» (вернее, продуктами его разрушения) за скачком уплотнения, то что же творится с самим обтекаемым телом? Ясно, что та часть летательного аппарата, у которой образовался столь сильно нагретый сжатый слой, должна плавиться, гореть, испаряться. Трудности, связанные с этим кругом явлений, получили название *теплового барьера* по аналогии со звуковым барьером, но звуковой барьер был исторически ранее преодолен авиаторами.

Как же защитить тупое тело от разрушения? И тут опять придется обращаться к физике.

Можно, например, сделать поверхность летательного аппарата пористой как губка и продавливать через поры изнутри наружу какую-нибудь жидкость с большой температурой испарения. На испарение и будет уходить тепло сжатого слоя — летательный аппарат будет «потеть». Точно так же,

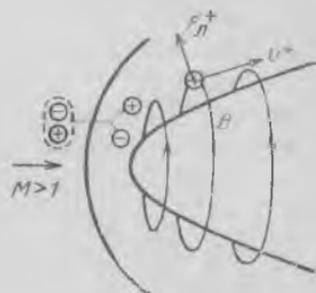


Рис. 23. Принципиальная возможность спасти тупое тело от горячего сжатого слоя при помощи силы Лоренца, действующей на положительные ионы

как жители жарких стран пьют в жару горячий чай и при этом охлаждаются. Но при испарении теряется масса, а терять ее летательному аппарату (значит, дополнительную массу брать заранее) — ой, как не хочется.

Можно, далее, вспомнить об электронах и ионах в сжатом слое. Это они делают слой электропроводным, что не безразлично: проводящая оболочка мешает радиосвязи. Но — нет худа без добра — нельзя ли воспользоваться электрической проводимостью ионизированного слоя? В принципе можно. Давайте создадим вокруг аппарата магнитное поле (рис. 23) и направим его так, чтобы движущиеся в нем положительные ионы «отжимались» силой Лоренца $F_{\text{Л}}^+$ от поверхности аппарата*). Если мы справимся с более тяжелыми ионами, то электроны (которые легче их во много тысяч раз) поспешат вслед за ними, хотя сила Лоренца, конечно же, будет их тянуть в другую сторону. Используя правило соответствующей

*) Индекс «+» у $F_{\text{Л}}^+$ указывает, что в данном случае сила Лоренца действует на положительно заряженный ион.

руки, получим взаимное расположение векторов v^+ (скорость положительно заряженного иона), B и $F_{\text{Л}}^+$, изображенное на рис. 23.

Для создания по возможности более сильного поля нужны и тяжелые электромагниты, и тяжелые источники тока для их питания и ..., но в принципе использовать силу Лоренца можно. Например, катушки электромагнитов можно сделать из сверхпроводников, тогда ток по ним будет течь вечно, если их, конечно, охлаждать, а значит, нужно брать с собою криогенные жидкости или сжижающие газ установки, что, правда, тоже нелегко. Но ведь есть современные «высокотемпературные» сверхпроводники. В общем, думать надо.

А можно и вообще махнуть рукой на это тупое тело — пусть себе оплавляется, а значит, становится еще тупее. В конце концов, если сделать его оболочку потолще и из самого тугоплавкого материала, то несколько минут, пока оно тормозится в атмосфере, — авось и выдержит. Так в общем-то пока что и делали, но это, конечно, потребовало немало усилий ученых, конструкторов, технологов.

10. ТАКОЙ ШУМНЫЙ И ТАКОЙ ВРЕДНЫЙ

И вон уже видно вдали, как что-то пылит и сверлит воздух.

Н. В. Гоголь о русской тройке

Я Тучка, Тучка, Тучка,
А вовсе не медведь,
Ах, как приятно Тучке
По небу лететь!

А. Милн

«Винни-Пух и все-все-все»

Итак, сбылась тысячелетняя мечта: человек летает — дальше, выше, быстрее. Но что это: аппараты, на которых он летает, оказывается, гудят, дымят, перемалывают встречных птиц! Их выхлопные газы содержат множество химических соединений, часть которых портит озонный слой в атмосфере — этот «броневой щит», охраняющий все живое от жесткого ультрафиолетового излучения Солнца, — а слой этот потом восстанавливается медленно.

И вот решение тысячелетней мечты порождает тысячу новых проблем: как сделать летательный аппарат бесшумным, не портящим атмосферу, ну, совсем пайн-

кой: летит — и не слышно. А для некоторых прикладных задач — еще чтобы и не видно! И казалось бы, мы и так уже затронули много разделов физики — и механику, и термодинамику, и электромагнетизм. А оказывается, нужны еще и акустика, и оптика!



Можете ли вы определить, взмахнув тонкой хворостинкой, где, как и почему рождается свист? А насколько труднее это сделать аэродинамику, точнее, аэроакустику — ведь «свистеть» может каждая лопатка турбины, каждый квадратный дециметр обшивки аппарата, который как пуля (а иногда быстрее пули) рассекает воздух. Да и они ли издают звуки, может быть, свистит сам рассекаемый воздух? А без ответа на эти вопросы невозможно определить, что нам необходимо предпринять, чтобы сделать летательный аппарат бесшумным.

Во время второй мировой войны на земле сидели специальные «слухачи» с большими раструбами, направленными в ту сторону, откуда ожидалось вражеские самолеты. Эти слухачи узнавали каждый самолет по его «голосу», могли отличить своих от чужих.

В качестве легких бомбардировщиков ценились «кукурузники» По-2 — очень малозумные машины; на них летали девушки («ночные феи»), которые выходили незамеченными точно на цель. А проблема «незаметности» решалась наивно просто: сверху самолет красили в зелено-желто-коричневый цвет (сообразно с цветом аэродрома), а снизу — в голубой. Таким образом, считалось, что его не видно ни сверху, ни снизу.

А теперь? Как ни крась, при современных скоростях светится сам воздух, обтекающий аппарат. (Вспомним, как он накаляется за скачком уплотнения, который образуется, например, на его носу.) Светятся накалившиеся стенки сопла и струи его реактивных двигателей — это прекрасно видно во многих телепередачах.

А нельзя ли придумать что-нибудь, чтобы летательный аппарат не был «ядовитым» для окружающей среды? Чтобы его выхлоп не «отравлял» озонный слой атмосферы? Нет ли таких топлив, которые давали бы

после сгорания те же вещества, что содержатся в самой атмосфере, и, таким образом, являются для нее «родными»? Конечно, есть. Например, если сжигать в двигателе не керосин, а водород, то получится вода. Чуть-чуть больше влаги в атмосфере — не так страшно, в отличие от какой-нибудь азотной кислоты. А если не весь водород сгорит (что, конечно, жаль), то тоже не страшно: водород содержится в атмосфере, к тому же он, как самый легкий из атмосферных газов, уходит вверх и его молекулы «убегают» в мировое пространство.

Итак, самолет на водородном топливе? Правда, хранить водород надо будет в жидком состоянии, а его плотность на порядок меньше, чем у керосина. Следовательно, для хранения водорода потребуются баки большего объема, чем для керосина, но зато теплота сгорания водорода почти втрое больше. К тому же жидкий водород такой холодный, что им в случае необходимости можно будет омывать (изнутри, конечно) раскаленные поверхности летательного аппарата: кромки крыльев, стенки сопел — при этом и сам водород, испаряясь и нагреваясь, будет подготавливаться к сгоранию, и экологи будут довольны.

11. ЕГО ПРЕПОДОБИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ, ИЛИ ЗАЧЕМ НУЖНЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ

...Математики его величества, определив высоту моего роста при помощи квадрата и найдя, что высота эта находится в таком отношении к высоте лилипута, как двенадцать к единице, заключили на основании сходства наших тел, что объем моего тела равен, по крайней мере, объему 1728 тел лилипутов, а следовательно, оно требует во столько же раз больше пищи. Из этого читатель может составить понятие как о смысловости этого парода, так и о мудрой расчетливости его государя.

Дж. Свифт
«Путешествия Гулливера»

Когда мы, я и школьные приятели, были маленькими и делали модели самолетов, то у нас иногда возникал такой вопрос: предположим, мы построили модель самолета, длина которого 10 м, уменьшив его в 10 раз, — значит, модель длиной 1 м. Хотелось бы в нее посадить человека, тоже уменьшенного в 10 раз. Но сколько он должен весить? Если, например, средних размеров мужчина весит 70 кг при росте 1 м 70 см, то нам нужно существо (уже неважно какого пола) ростом

17 см. а массой... что, тоже в 10 раз меньше? Значит, 7 кг?! Так сколько же должен весить наш маленький пилот? В 100 раз меньше человека? в 1000? в 10 000?..



Позднее некоторые из нас (кто хотел) узнали, что такие вопросы решает теория размерностей и подобия. Лилипуты решили его сотни лет назад. Для них это был чисто экономический вопрос: зачем перекармливать Гулливера?

Если предположить, что нормальные люди (Гулливеры) и малые человечки (лилипуты) состоят из одинакового материала (в частности, одной и той же плотности ρ^0 кг/м³), то ясно, что их массы M и m соответственно пропорциональны их объемам, т. е. (если соблюдено геометрическое подобие) третьей степени их роста: $M \sim \sim \rho^0 L^3$, $m \sim \rho^0 l^3$. Иначе это утверждение можно записать так:

$$\rho^0 \sim \frac{M}{L^3} = \frac{m}{l^3}.$$

Таким образом, здесь средняя плотность тела выступает в качестве величины, которую можно назвать параметром подобия (хотя она и имеет размерность).

Установленные нами зависимости для подъемной силы и силы сопротивления в воздухе позволяют решить, например, еще такой вопрос: во сколько раз чаще должен махать крыльями воробей, чем орел, чтобы держаться в воздухе? Пусть размер воробья (например, размах крыльев) l , а орла — L . Предположим, что орел и воробей геометрически подобны. Если частота взмахов крыла у воробья ν , у орла — N , то линейные скорости крыльев пропорциональны соответственно величинам νl для воробья и NL для орла. Значит, их подъемные силы пропорциональны величинам $\rho(\nu l)^2 l^2$ и $\rho(NL)^2 L^2$. (Здесь, как и в формуле (5), ρ — плотность воздуха.) Эти силы компенсируют вес. Если считать еще, что орлы и воробьи состоят из одинакового мяса и одинаковых костей, т. е. средние плотности их тел ρ^0 равны, то их вес пропорциональны объемам, т. е. l^3 и L^3 . Итак, приравняв

подъемную силу и вес и взяв отношение этих равенств, получим

$$\frac{\rho (v l)^2 l^2}{\rho (N l)^2 L^2} = \frac{\rho^0 l^3 g}{\rho^0 L^3 g},$$

или

$$\frac{v}{N} = \sqrt{\frac{L}{l}}.$$

Таким образом, если орел в 9 раз больше воробья, то воробей должен взмахивать крыльями втрое чаще.

Похожие рассуждения проводит экспериментатор, когда исследует в аэродинамической трубе поведение модели. Например, пужно испытать модель сверхзвукового самолета, предназначенного для полетов с удвоенной скоростью звука (число Маха $M=2$). Тогда от носа пойдет назад скачок уплотнения, причем характер обтекания крыльев зависит от того, придет ли скачок на них или пройдет мимо (рис. 24). (В частности, если бы фюзеляж можно было считать очень тонким, почти как игла, то мы легко нашли бы угол у вершины этого конического скачка, «севшего на носу»: $\sin \alpha = 1/M = 1/2$, $\alpha = 30^\circ$.)

Следовательно, этот факт нужно учесть и при моделировании в аэродинамическом эксперименте: геометрическую картину обтекания никак нельзя нарушить. Значит, число Маха в аэродинамической трубе должно быть точно таким же, как и в полете, во сколько бы раз мы ни уменьшали модель.

Не нужно ли моделировать еще какие-то явления? Нужно, и очень многие. Есть эффекты, роль которых с изменением масштаба меняется. Например, известен опыт, в котором можно осторожно положить иглу на поверхность воды в тарелке, и игла будет плавать. Попробуйте увеличить иглу до размеров лома и заставить этот лом плавать в ванне! В этом случае уменьшение размеров тела (даже геометрически подобное) приводит к возрастанию роли поверхностного натяжения по сравнению с «утапливающей» ролью веса: ведь масса убывает пропорционально третьей степени, площадь — второй степени, а длина — только первой степени размера. В результате маленькая игла «плавает», а лом — едва ли.

Точно так же с уменьшением размеров летательного аппарата (от натуральной величины до модели) может изменяться, например, роль силы поверхностного трения

воздуха о модель (назовем эту силу X_{\parallel} , так как она направлена по касательной к поверхности) по отношению к силе лобового сопротивления X , рассмотренной ранее.

Поясним подробнее, как возникает сила поверхностного трения. На рис. 24, б заштриховано обтекаемое воздухом тело (например, это может быть передняя кромка

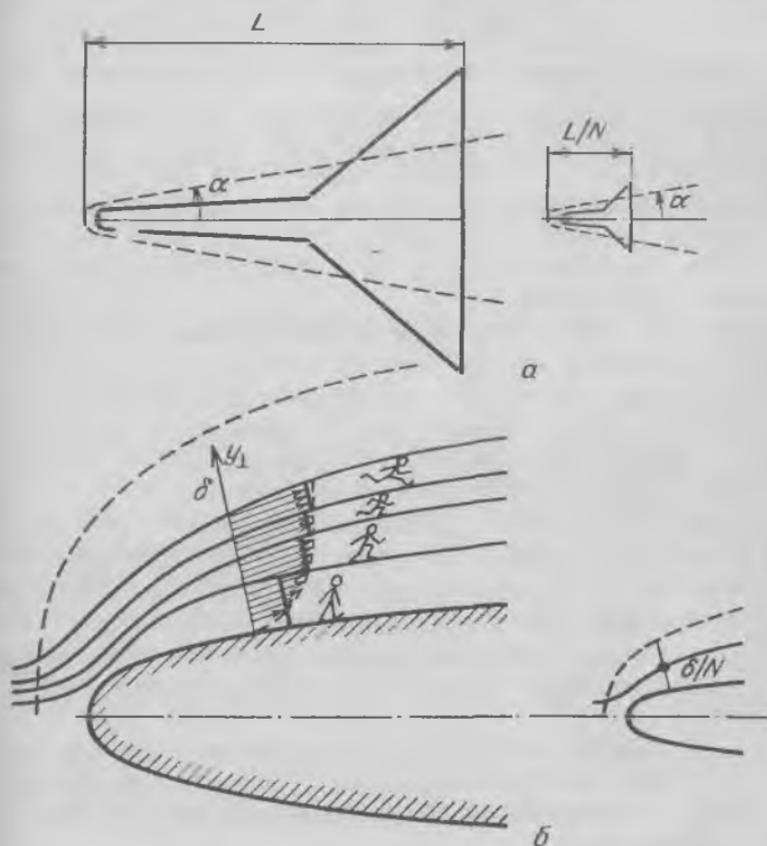


Рис. 24. а — Реальный летательный аппарат и его геометрически подобная модель (уменьшено в N раз); наклон головного скачка уплотнения, зависящий от числа Маха, должен быть одинаков в обоих случаях. б — Погранслои толщины δ на реальном аппарате и δ/N на его модели

крыла или носовая часть фюзеляжа) и сплошными линиями показаны границы *трубок тока* (поперек этих границ нет перетекания массы воздуха). Эти струйки скользят друг по другу каждая со своей скоростью, что условно изображено на рисунке в виде ступенчатой функции от нормальной к поверхности координаты y_1 .

В системе координат, связанной с телом, ближайшая к телу струйка почти неподвижна: человек, находящийся в этой струйке, может спокойно стоять на поверхности тела — его едва обдувает пристенный слой воздуха. В следующей струйке он должен идти, если хочет оставаться неподвижным относительно воздуха, еще дальше от тела — бежать, еще дальше — мчаться сломя голову. Весь этот набор струек, в которых происходит резкое изменение скорости с удалением от тела, называется пограничным слоем, а то расстояние δ (по нормали к телу), на котором скорость воздуха от струйки к струйке почти перестает изменяться, называется толщиной пограничного слоя. Таким образом, внутри пограничного слоя воздух похож на мед, а вне слоя почти невязкий: он обтекает уже не само тело, а как бы утолщенное — тело плюс его пограничный слой.

А можно вообразить себе все это еще и так. Тело — это неподвижный перрон, на котором лежат кучи песка. Мимо перрона движутся параллельно друг другу поезда (трубка тока газа), состоящие из платформы с песком, с тем большей скоростью, чем они дальше от перрона. Рабочие перекалывают песок лопатами перпендикулярно направлению движения с перрона на ближайший поезд, а с него — все дальше от перрона. Конечно, лопата песка, брошенная с медленной платформы на быструю, слегка притормозит последнюю, а с быстрой на медленную — ускорит первую. Таким образом, можно сказать, что возникает поперечный поток продольного импульса.

Итак, судьба частиц (молекул, атомов, ионов и т. п.) воздуха, движущихся прямо вдоль твердой поверхности аппарата и на некотором расстоянии от нее, вообще говоря, различна.

В первом случае воздух прилипает к поверхности, во втором — скользит вдоль слоев, уже движущихся относительно нее. Так возникает касательная сила трения слоев воздуха о поверхность и в этих слоях выделяется тепло, как при трении ладоней друг о друга.

От чего эта сила может зависеть? Молекулы, которые летят «быстрее» (со средней скоростью $v_{||}$) вдали от тела, имеют также среднюю скорость хаотического теплового движения $c \sim \sqrt{T}$, в том числе и поперек линии тока, в сторону фюзеляжа, где такие же молекулы движутся медленнее, со скоростью $v_{||}$. Значит, разность продольных компонент импульса молекулы в этих двух поворо-

ниях составляет $m(v_1 - v_1')$. А плотность поперечного потока молекул порядка cn — это число молекул, которые в одну секунду через один квадратный метр летят в сторону фюзеляжа. Значит, эти молекулы передают одному квадратному метру поверхности фюзеляжа в одну секунду импульс $cnm(v_1 - v_1')$. Действительно, это выражение имеет размерность плотности потока импульса: $\frac{м}{с} \cdot \frac{1}{м^3} \cdot кг \cdot \frac{м}{с} = \frac{кг \cdot м/с}{м^2 \cdot с}$. Но одновременно его можно считать выражением для силы, приходящейся на единицу площади поверхности обтекаемого тела (перепишем размерность в виде $\frac{кг \cdot м/с^2}{м^2} = \frac{Н}{м^2}$) и действующей, согласно нашим рассуждениям, по касательной к этой поверхности.

Но какую же разность скоростей надо подставить в это выражение? Ведь чем дальше от поверхности аппарата (в перпендикулярном направлении y_{\perp} , рис. 24), тем больше скорость обтекающего воздуха, пока она не достигнет значения «в невязком потоке». С другой стороны, только что рассмотренный нами перенос импульса от одного слоя к другому происходит беспрепятственно лишь на длине свободного пробега молекулы l . Значит, нам нужно подставить не какую-то произвольную разность продольных скоростей $v_{\parallel} - v_{\parallel}'$, а значение этой разности на длине свободного пробега: $v_{\parallel} - v_{\parallel}' = v_{y_{\perp}=l} - v_{y_{\perp}=0} = \frac{\Delta v_{\parallel}}{\Delta y_{\perp}} l_{\perp}$. Следовательно, сила трения, действующая на один квадратный метр обтекаемой поверхности, будет равна по порядку величины

$$f_{\parallel} \sim (c\rho l_{\perp}) \frac{\Delta v_{\parallel}}{\Delta y_{\perp}}$$

(здесь c — средняя скорость теплового движения молекул). Коэффициент (в скобках) при производной от скорости по перпендикулярному направлению называется вязкостью $\mu \sim c\rho l_{\perp}$, где $\rho = nm$.

Но, как уже сказано выше и показано на рисунках, скорость воздуха изменяется от нулевой на поверхности тела до своего значения v во внешнем потоке, и это изменение происходит на толщине погранслоя δ . Значит, производная в этой формуле имеет порядок $\Delta v_{\parallel}/\Delta y_{\perp} \sim v/\delta$. В результате полную касательную силу, действу-

ющую на боковую поверхность (площадью S_{\parallel}) всего аппарата, можно оценить по формуле

$$X_{\parallel} \sim f_{\parallel} \cdot S_{\parallel} \sim \frac{\mu v}{\delta} S_{\parallel}.$$

А сила лобового сопротивления, как мы уже знаем, определяется формулой (5): $X \sim \rho v^2 S$. Так вот, теперь ясно, что, уменьшив модель в N раз по сравнению с «большим» летательным аппаратом, мы должны не только в N раз уменьшить толщину пограничного слоя δ , чтобы «картина» течения осталась прежней (рис. 24), но и позаботиться о том, чтобы измеряемая сила лобового сопротивления не оказалась бы «замаскированной» другой силой — касательной силой поверхностного трения. Короче говоря, нужно, чтобы отношение этих сил и в «натуре», и в эксперименте с моделью было одинаковым, или, как говорили древние латиняне, *idem*:

$$\frac{X}{X_{\parallel}} \sim \frac{\rho v S}{\mu S_{\parallel}} \delta = \left(\frac{S}{S_{\parallel}} \frac{\delta}{L} \right) \left(\frac{\rho v L}{\mu} \right) = \text{idem}.$$

Величина, стоящая в первой скобке, должна сохраняться одинаковой в «натуре» и в лабораторном эксперименте по условию геометрического подобия. Следовательно, нужно еще потребовать, чтобы сохранялась и величина, стоящая во второй скобке. Эта безразмерная величина получила даже специальное название *число Рейнольдса*

$$\text{Re} = \frac{\rho v L}{\mu}.$$

Если испытывать модель в потоке «того же самого» воздуха, что и реальный летательный аппарат (т. е. воздуха, обладающего теми же плотностью, вязкостью и температурой), а значит, и тем же значением скорости звука), то для того, чтобы числа Маха были одинаковыми, мы должны обеспечить и то же самое значение скорости обтекающего воздуха. Отсюда неизбежно следует, что число Рейнольдса уменьшится во столько же раз, во сколько уменьшили модель, т. е. в N раз. А это означает, что во столько же раз возрастет роль вязкости по сравнению с силой лобового сопротивления, что может помешать измерению этой силы в аэродинамической трубе. Таким образом, с уменьшением размеров модели тот же самый воздух, который для большого «натурного» самолета является идеальным газом, все более становится

ся похожим на вязкий мед. Что же сделать, чтобы оба числа (Маха и Рейнольдса) были одними и теми же в полете и в аэродинамической трубе с малой моделью?

Выход есть. Вспомним, что поскольку длина свободного пробега молекул обратно пропорциональна их плотности (см. формулу (2)), то произведение ρl_{\perp} не зависит от плотности, давления или температуры. Следовательно, $\mu \sim c \sim \sqrt{T}$.

Теперь мы можем сказать, как число Рейнольдса зависит от температуры. Поскольку $\rho \sim 1/T$, а $\mu \sim \sqrt{T}$, то $Re \sim \rho/\mu \sim 1/(T \sqrt{T})$. Отсюда видно, что надо делать, чтобы относительная роль вязкости для малой модели не возрастала по сравнению с «натурой»: надо охладить поток! Например, если охладить его почти до температуры, когда воздух начинает конденсироваться, т. е. до температуры порядка ста кельвинов, то число Рейнольдса возрастает при этом, по сравнению с неохлаждаемым потоком, в $3\sqrt{3} \approx 5$ раз. Во столько раз холодный воздух как бы «жиже», чем обычный.

Вот и возникла идея так называемой криогенной аэродинамической трубы, в которой для модели можно обеспечить те же значения числа Рейнольдса (а значит, и ту же относительную роль вязкости воздуха), что и для реального большого летательного аппарата. И еще одна польза видна от охлаждения потока: поскольку с падением температуры упадет и скорость звука, то для сохранения прежнего значения числа Маха нужно во столько же раз уменьшить и скорость. Таким образом, мощность, необходимая для того, чтобы разогнать и поддерживать холодный поток в аэродинамической трубе, пропорциональная произведению силы сопротивления на скорость, тоже уменьшается.

Так мы совместим полезное с приятным, — осталось только позаботиться, чтобы во время эксперимента не заболеть ангиной.

Конечно, помимо чисел Маха и Рейнольдса, есть и другие безразмерные комбинации размерных параметров потока и обтекаемого тела, которые тоже нужно выдерживать в наземном эксперименте такими же, как и в полете. Но и приведенных рассуждений достаточно, чтобы показать, какое это непростое дело — аэродинамический эксперимент.

12. ОТ АБСОЛЮТНОЙ ЖЕСТКОСТИ ДО ГРУЗИКОВ С ПРУЖИНКАМИ

По мере того как мы приближаемся к глаз (тайфуна), сила сотрясений все возрастает. Они становятся почти непрерывными, самолет вибрирует... вам кажется, что у вас срываются с места сердце и желудок... Быть может, самолет не переламывается только потому, что у него не хватает времени согнуться в одну сторону до того, как его перегибает в другую... иногда даже полезно не видеть концов крыльев... это выглядит не очень ободряюще.

П. А. Молен *)

До сих пор мы рассматривали летательный аппарат, по сути дела, как абсолютно твердое тело, так как не заботились о его возможных деформациях. Но чтобы «уметь» летать, он должен быть и достаточно легким, а значит, сделанным из предельно тонких элементов. Рассмотрим прежде всего, что происходит с самой принципиально важной частью самолета — его крыльями.

Подъемная сила создается всем крылом, следовательно, она приложена к каждому элементу его поверхности — это так называемая распределенная сила. Но, сложив подъемные силы, действующие на отдельные элементы, мы получим равнодействующую силу, приложенную в определенной точке крыла (на рис. 25 расстояние этой точки от плоскости симметрии обозначено через l_x). Если вес всего самолета G , то каждое из двух крыльев в горизонтальном полете должно уравновесить половину веса (если пренебречь еще несущими свойствами фюзеляжа и хвоста).



Под действием распределенных сил крыло изогнется вверх — обратите на это внимание, когда вам придется сидеть у окна самолета, разгоняющегося по взлетно-посадочной полосе и отрывающегося от земли. Как оценить этот изгиб? Например, как узнать, насколько «задерется» кверху копец крыла?

*) Молен П. А. Охотники за тайфунами.— М.: Мир, 1967.— С. 205.

Крыло устроено конструктивно очень сложно, поэтому мы примем простую физическую модель. Ясно, что при изгибе верхняя поверхность крыла будет сжата, нижняя растянута. Вот и давайте представим себе две

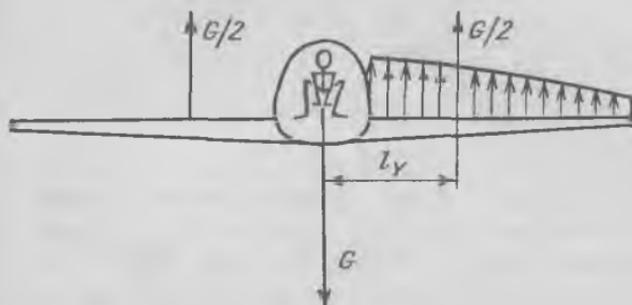


Рис. 25. Подъемная сила распределена по крылу; результирующая этого распределения на каждом крыле равна половине веса аппарата

первоначально параллельные пластинки толщиной δ , шириной b и длиной l (рис. 26, а), отстоящие друг от друга на расстоянии h , так что суммарная масса этих пластин равна массе крыла.

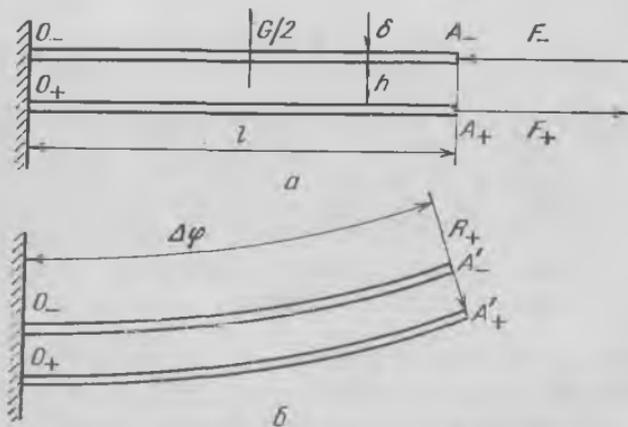


Рис. 26. Изгиб двух параллельных пластин, имитирующих крыло, под действием подъемной силы

Предположим, что «плечо» l_y (точка приложения суммы всех аэродинамических сил, действующих на одно крыло) приблизительно равно половине длины крыла, $l_y \approx l/2$. (Это равенство было бы точным, если бы крыло было прямоугольным в плане и все его элементы находились бы в одинаковых условиях обтекания.) Тогда

да на крыло будет действовать изгибающий момент сил $\frac{G}{2}l_Y$, равный по порядку величины $\frac{G}{2} \cdot \frac{l}{2}$. Но можно представить себе, что этот же момент создан парой сил F_+ и F_- , действующих *вдоль* пластин (рис. 26, а), из которых первая сила растягивает (поэтому она снабжена индексом «+») нижнюю пластинку, а другая сжимает верхнюю. Таким образом, $\frac{G}{2} \cdot \frac{l}{2} = F_+h = F_-h$, откуда $F_+ = F_- = \frac{G}{2} \cdot \frac{l}{2} \cdot \frac{1}{h}$.

Вспомним закон Гука: если стержень длины l и поперечного сечения $S (=b\delta)$ растягивается силой F_+ , то он удлиняется на $\Delta l_+ = lF_+/SE$, где E (Н/м²) — так называемый модуль Юнга — характеристика вещества, из которого сделан стержень. При сжатии он на столько же укоротится: $\Delta l_- = lF_-/SE$. В результате первоначально вертикальное сечение A_-A_+ повернется и станет $A'_-A'_+$ (рис. 26, б). Но конец «крыла» при этом приподнимается, так как верхняя дуга $O_-A'_-$ короче нижней $O_+A'_+$ на $2|\Delta l_+|$. Считая, что $O_+A'_+$ и $O_-A'_-$ — дуги окружностей, найдем радиус R_+ , например, нижней дуги:

$$\overbrace{O_+A'_+} = R_+\Delta\varphi = \overbrace{O_-A'_-} + 2|\Delta l_+| = (R_+ - h)\Delta\varphi + 2|\Delta l_+|,$$

откуда $h\Delta\varphi = 2|\Delta l_+|$. Но по определению центрального угла $\Delta\varphi = O_+A'_+/R_+ = (l + \Delta l_+)/R_+$, или, считая $\Delta l_+ \ll l$, $\Delta\varphi \approx l/R_+$. Таким образом, получим $hl/R_+ = 2|\Delta l_+|$. Отсюда радиус нижней дуги крыла равен

$$R_+ = \frac{hl}{2|\Delta l_+|}.$$

Оценим, на сколько конец крыла задержится вверх. Для этого мысленно совместим рис. 26, а и 26, б и представим себе прямоугольный треугольник с прямым углом в точке O_+ и вертикальным катетом с длиной, равной радиусу кривизны R_+ . Следовательно, верхний конец этого катета является одновременно вершиной острого угла и центром кривизны дуги $O_+A'_+$ и, вследствие малости угла $\Delta\varphi$, находится так далеко вверх, что не помещается на рисунке. Наконец, гипотенуза этого воображаемого прямоугольного треугольника идет из центра кривизны через точки A'_- и A'_+ до пересечения с горизонтальным

катетом, идущим вдоль O_+A_+ . Вообразили? Тогда, поскольку искомое смещение $h \uparrow$ равно (приближенно) отрезку $A_+A'_+$, из построенного прямоугольного треугольника по теореме Пифагора получим $(R_+ + h \uparrow / \cos \Delta\varphi)^2 \approx \approx R_+^2 + l^2$. Но, поскольку $\Delta\varphi$ мал, $\cos \Delta\varphi \approx 1$.

Сокращая одинаковые члены в правой и левой частях и пренебрегая квадратом искомого малого смещения $h \uparrow^2$, получим $2R_+ h \uparrow \approx l^2$, откуда $h \uparrow \approx \frac{l^2}{2R_+}$. Подставляя

сюда найденные выше выражения для радиуса кривизны нижней поверхности крыла R_+ , удлинения Δl_+ и силы F_+ , получим $h \uparrow = \frac{1}{2} \left(\frac{G}{2lb} \right) \frac{l^4}{h^2 E \delta}$.

Проведем численные оценки. Заметим, что мы выделили в скобках последнего выражения нагрузку на крыло $G/2lb = G/S$, которую можно взять из графика рис. 11, а для какого-нибудь «среднего» самолета равной, например, 5000 Н/м^2 . Скажем, его масса 50 т при площади крыльев $S = 100 \text{ м}^2$, размах крыльев 40 м , длина одного из них $l = 20 \text{ м}$, а средняя толщина крыла $h = 0,5 \text{ м}$ при условной толщине «обшивки» $\delta = 5 \text{ мм}$ (тогда масса обоих крыльев $2S\delta\rho = 2 \cdot 5 \cdot 10^{-3} \cdot 100 \times \times 2,7 \cdot 10^3 \approx 3 \text{ т}$, т. е. составляет 6% массы самолета). Получим $h \uparrow \approx 3 \text{ м}$ (при $E \approx 10^{11} \text{ Н/м}^2$).

Итак, крыло в спокойном полете изогнулось вверх и плавно несет тяжелую машину. Но почему полет обязательно спокойный? А если беспокойный, тогда почему плавно? Ведь атмосфера отнюдь не однородна — даже невооруженным глазом видны облака, дымки, туманы; планеристы знают, что над черной пашней в жаркий день «дуют» восходящие вверх потоки воздуха, а над лесом — вниз: да и каждый из этих потоков состоит из множества вихрей, иногда очень длинных.

Поэтому на крыло самолета, движущегося в такой атмосфере, воздух будет налетать под разными углами атаки: скорость самолета будет (векторно) складываться с местной скоростью воздуха, которая с точки зрения летчика является какой-то случайной функцией времени. Но поскольку подъемная сила зависит от угла атаки, то она тоже будет как-то случайно колебаться относительно своего среднего значения, соответствующего «спокойному» полету. Значит, крыло будет «трястись», а вместе с ним будут трястись и фюзеляж, и хвост, и экипаж, и пассажиры — вот вам и «плавно несет...».

Пусть действующая на крыло вертикальная компонента силы изменяется со временем ступенчато, как показано на рис. 27.

Тогда после каждого «порыва» воздуха крыло, колебавшись, вновь примет прежнее положение. На том же рисунке изображено качественно движение конца крыла при одном порыве. Вы можете смоделировать это явление, если один конец линейки плотно прижмете к столу, а по другому, свисающему, ударите пальцем.



Рис. 27. Прямоугольные импульсы имитируют переподические возмущения крыла; показан «отклик» на эти возмущения, успевающий затухнуть между двумя последовательными импульсами

А что будет, если случайно частота порывов совпадет с частотой колебаний крыла или, как говорят точнее, с собственной частотой крыла? Так это же будет резонанс! А при резонансе добра не жди — порывы будут «в такт» раскачивать крыло и оно может просто не выдержать: растяжения и сжатия конструкции могут достичь разрушающих значений.

Но реально дело обстоит еще хуже: крыло не только может изгибаться, а еще и скручиваться вокруг своей «длинной оси». Это явление вы можете смоделировать, прижав один конец той же линейки к столу и нажав на другой не точно посередине, а с краю.



Рис. 28. Реальный деформирующийся летательный аппарат состоит из упругих элементов

В самом деле, почему случайные порывы, действующие на крыло в полете, должны приводить к равнодействующей силе, приложенной строго в точке, при которой будет только изгиб (из таких точек состоит так называемая ней-

тральная ось — без вращения)? Вообще говоря, не должны. Вот и возникает сложное изгибно-крутильное колебание — страшное явление, названное когда-то флаттером и приведшее к гибели многих самолетов.

А чтобы флаттер победить, оказалось мало знать аэродинамику «абсолютно жесткого самолета» — пришлось развить новую науку под названием «аэроупругость», в которой самолет похож скорее на варенье макароны, скрепленные пружинками, чем на твердое тело (рис. 28).

13. НА БОЛЬШОЙ ВЫСОТЕ

...Раздался страшный треск... Медный куб, попав в среду разреженную, не вынес внутреннего давления, треснул, и ключья его понеслись в бесконечное пространство.

— Где мы, сэр?

— В эфире.

— Гм... Если в эфире, то чем же мы дышать будем?

— А где сила вашей воли, сэр Лунд?

А. П. Чехов

Пусть теперь аппарат движется очень высоко, где воздух настолько разрежен, что длина свободного пробега его молекул (между столкновениями друг с другом) l больше размеров аппарата L .

При этом условии молекулы, ударяясь об аппарат и отскакивая, сталкиваются друг с другом уже где-то далеко от аппарата, так что в его окрестности они не взаимодействуют. Это очень упрощает рассмотрение.

И еще одно предположение. Будем считать, что аппарат летит со скоростью v_1 , намного большей тепловых скоростей молекул. Тогда можно вообще пренебречь тепловыми хаотическими движениями молекул и считать, что все они налетают на аппарат со скоростью v_1 .

Итак, рассмотрим (рис. 29) прежде всего удар одной-единственной молекулы о твердую поверхность, расположенную по отношению к вектору скорости под углом α (угол атаки). Пусть удар молекулы о поверхность абсолютно упругий. Тогда после столкновения модуль скорости молекулы не изменится, а вектор скорости повернется на 2α . Разложив каждый из двух (до и после столкновения) векторов скорости на компоненты, параллельную и перпендикулярную к поверхности, увидим,



что параллельные компоненты не изменились, а нормальная, по определению упругого удара, изменила знак, $v_{n2} = -v_{n1}$. Значит, изменение вектора скорости $\Delta v = v_2 - v_1$ направлено вдоль нормали и равно

$$\Delta v = v_{n2} - v_{n1} = -2v_{n1} = -2v_1 \sin \alpha.$$

А изменение импульса этой молекулы, если ее масса m , равно $\Delta p_m = -2v_1 m \sin \alpha$.

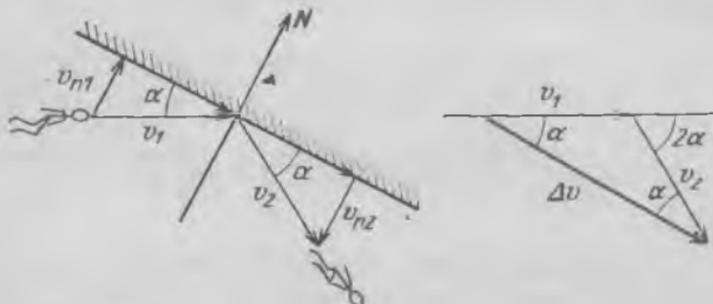


Рис. 29. Изменение скорости отдельной молекулы, абсолютно упруго соударяющейся с пластинкой при ее свободномолекулярном обтекании

Тогда, согласно третьему закону Ньютона, такой же импульс (но с противоположным знаком) получит тело, о которое ударилась эта молекула. А сколько молекул ударяются о поверхность S в единицу времени? Очевидно, что с поверхностью S столкнутся все молекулы, пролетевшие через $S_{\perp} = S \sin \alpha$ (рис. 30). Далее, через каждую единицу площади поверхности S_{\perp} (нормальной к скорости) пролетает в единицу времени nv_1 ($1/(m^2 \cdot c)$) молекул.

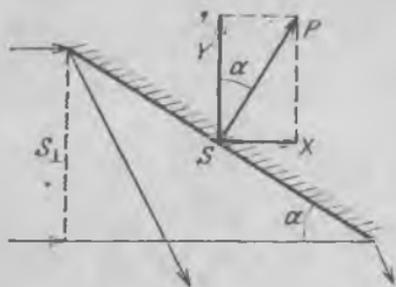


Рис. 30. С пластинкой площади S столкнутся все молекулы, пересекающие площадку S_{\perp}

импульса) и направленный по нормали N к поверхности, численно равен

$$P = 2v_1 m \sin \alpha \cdot nv_1 = 2\rho v_1^2 \sin^2 \alpha.$$

Разложим этот поток импульса на две составляющие:

перпендикулярную к вектору v_1 (подъемная сила) и параллельную ему (сила сопротивления). Получим

$$\begin{aligned} Y &= P \cos \alpha = 2\rho v^2 S \sin^2 \alpha \cos \alpha, \\ X &= P \sin \alpha = 2\rho v^2 S \sin^3 \alpha. \end{aligned} \quad (5')$$

Эти зависимости в функции угла атаки изображены на рис. 31. Видно, что подъемная сила при некотором угле атаки α_m достигает наибольшего значения. Его можно найти, построив эту функцию по точкам при помощи тригонометрических таблиц: получим $\operatorname{tg} \alpha_m = \sqrt{2}$.

Учитывая известные соотношения $\cos \alpha = \frac{1}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}}$

$\sin \alpha = \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}}$ и подставляя найденное значение

$\operatorname{tg} \alpha_m = \sqrt{2}$ в формулу для Y , найдем это максимальное значение подъемной силы:

$$Y_m = \frac{4}{3\sqrt{3}} \rho v^2 S = 0,77 \rho v^2 S.$$

Но это почти то же самое, что мы получили ранее (см. (5)) на основании теории размерностей для случая полета в сплошном, а не разреженном газе. Только теперь этот результат точный (конечно, в принятых предположениях, например, что удары молекул о твердое тело абсолютно упругие), а раньше необходим был еще и эксперимент для определения множителя перед $\rho v^2 S$.

Можно найти и аэродинамическое качество крыла при угле, соответствующем максимальной подъемной силе. Имеем

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha}, \quad K_m = \frac{1}{\sqrt{2}}. \quad (6')$$

Конечно, это значение существенно меньше значений аэродинамического качества, которыми обладают планеры и самолеты (см., например, рис. 11). Но что есть, то есть — хорошо, что в верхних слоях атмосферы можно хоть как-то пользоваться крыльями.

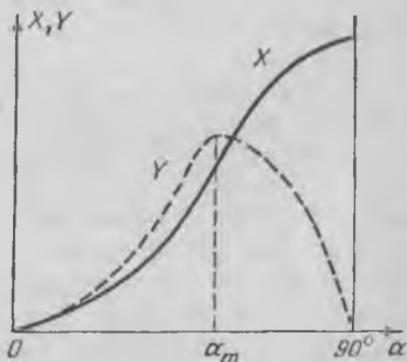


Рис. 31. Зависимость силы сопротивления и подъемной силы от угла атаки для пластинки при свободномолекулярном обтекании

14. ПОЧЕМУ ИМЕННО РАКЕТА

Пароход отталкивает воду, дирижабль и аэроплан — воздух, человек и лошадь — земной шар... Такие жалкие реактивные явления мы обыкновенно и наблюдаем на земле. Вот почему они никого не могли поощрить к мечтам и исследованиям... Ракета заключает в самой себе вещества для отброса.

К. Э. Циолковский

Ракеты начали делать давно, но сначала это было, как поется в песне, «то гульба, то палуба». К. Э. Циолковский первым понял, что ракета — единственное средство для достижения принципиально любой скорости, а значит, и скорости, необходимой для преодоления силы земного тяготения. «Только разум и наука могли указать на преобразование этих явлений в грандиозные, почти непостижимые чувству», — писал Циолковский.

Так почему же именно ракета?

Постараемся понять это, сравнив ее с другим, казалось бы, самым близким ей «по духу» летательным аппаратом — прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Но прежде — о самой ракете (рис. 32). Представим себе, что в некоторый произвольный момент времени t ракета имела скорость v и массу m . Мысленно разобьем ракету на две части — ту, которая через малый промежуток времени Δt «собирается» отлететь назад (отработанное топливо ракеты), обозначим ее массу через ΔM , и тот «остаток» массы $m - \Delta M$, который полетит дальше, но уже с другой скоростью, равной $v + \Delta v$. Скорость отлетевшей части относительно «остатка» обозначим через u , тогда ее скорость относительно земного наблюдателя будет равна $(v + \Delta v) - u$. Так как разделение этих двух частей произошло под действием

внутренних сил, суммарный импульс ракеты не изменился:

$$mv = (m - \Delta M)(v + \Delta v) + \Delta M(v + \Delta v - u),$$

В результате алгебраических преобразований уравнение закона сохранения импульса примет вид

$$m \cdot \Delta v = u \cdot \Delta M.$$



Если учесть, что отброшенная масса ΔM в точности равна убыли массы ракеты ($\Delta M = -\Delta m$), то полученное равенство можно переписать в виде

$$\frac{\Delta v}{u} = -\frac{\Delta m}{m} \quad (11)$$

Теперь проведем аналогичные рассуждения для воздушно-реактивного двигателя (рис. 33). Вот он «готовится» в момент времени t «заглотить» порцию воздуха

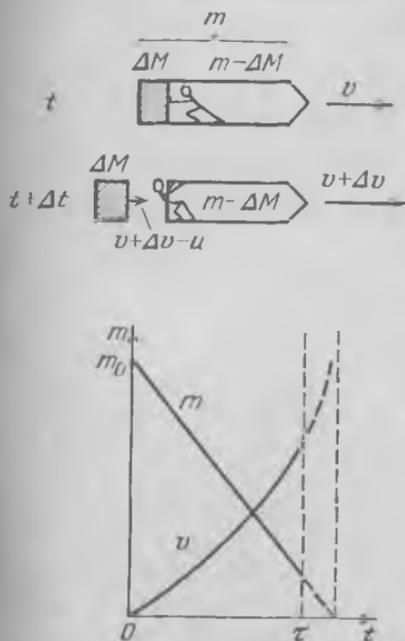


Рис. 32. Ракета ускоряется за счет выбрасывания назад только собственной массы, ее скорость и ускорение могут достичь произвольной заданной величины

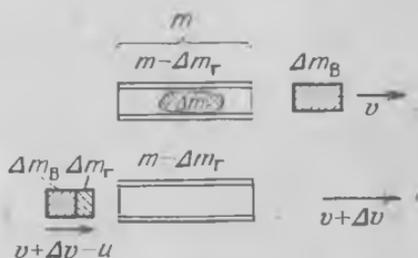


Рис. 33. Прямоточный реактивный двигатель отбрасывает назад не только массу горючего, но и захваченный воздухозаборником воздух, содержащий кислород и пассивный подогреваемый азот. Его ускорение стремится к нулю, а скорость не может превзойти некоторой константы

массой Δm_b и, израсходовав массу горючего Δm_r , выбросить образовавшуюся смесь с относительной скоростью u . При этом, разумеется, изменение массы самого летательного аппарата будет равно $\Delta m = -\Delta m_r$. За-

пишем закон сохранения импульса для системы двигатель — горючее — воздух

$$\Delta m_{\text{в}} \cdot 0 + m \cdot v = \\ = (\Delta m_{\text{в}} + \Delta m_{\text{г}}) (v + \Delta v - u) + (v + \Delta v) (m - \Delta m_{\text{г}})$$

(здесь v — скорость аппарата в момент времени t , $v + \Delta v$ — его новая скорость в момент $t + \Delta t$, первое слагаемое слева отражает тот факт, что поглощенный двигателем воздух первоначально покоился). Отсюда, пренебрегая совсем малыми величинами — произведением $\Delta m_{\text{в}} \Delta v$, после некоторых преобразований получаем

$$\frac{\Delta v}{u} = \frac{\Delta m_{\text{г}}}{m} - \frac{\Delta m_{\text{в}}}{m} \left(\frac{v}{u} - 1 \right).$$

Отношение масс $\Delta m_{\text{г}}/\Delta m_{\text{в}}$ обозначим через β . Тогда предыдущее равенство примет вид

$$\frac{\Delta v}{u} = \frac{\Delta m_{\text{г}}}{m} \cdot \frac{1 + \beta - v/u}{\beta},$$

или

$$\frac{\Delta v}{u} = - \frac{\Delta m}{m} \cdot \frac{1 + \beta - v/u}{\beta}. \quad (12)$$

Посмотрите внимательно на уравнения (11) и (12). Они имеют нечто общее, а именно: для того чтобы скорость летательного аппарата росла ($\Delta v > 0$), нужно, чтобы масса его убывала ($\Delta m < 0$). Но есть и очень важное отличие: в правую часть уравнения (12) входит множитель $1 + \beta - v/u$, который по достижении скорости $v = u(1 + \beta)$ становится равным нулю. Это означает, что воздушно-реактивный двигатель, «заглатывающий воздух», не может разогнаться до скорости, существенно большей, чем относительная скорость истечения продуктов сгорания. Скорость такого двигателя имеет предел, преодолеть который невозможно. А для ракеты аналогичного предела нет.

На самом деле этим уже все сказано, однако в принципе можно получить и точные выражения для скоростей ракеты и двигателя.

Тот, кто умеет суммировать бесконечно малые приращения, т. е. интегрировать, из выражения (11) легко получит (учитывая, что в момент $t = 0$ было $v = 0$

и $m = m_0$)

$$\frac{v - 0}{u} = - (\ln m - \ln m_0),$$

или

$$\frac{v}{u} = \ln \frac{m_0}{m}. \quad (13)$$

Это и есть знаменитая формула Циолковского. Историки науки говорят, что он затратил на нее немало времени: первооткрывателю всегда трудно. Сегодня грамотный школьник выведет ее за несколько минут.

Проанализируем полученную формулу. Если убыль массы ракеты в единицу времени есть величина постоянная (обозначим ее через $\mu = -\frac{\Delta m}{\Delta t}$), то с течением времени масса ракеты изменяется по закону (см. график на рис. 32)

$$m = m_0 - \mu t.$$

По истечении времени τ , когда сгорит и будет выброшено все топливо, масса ракеты станет равной $m_\tau = m_0 - \mu\tau$, а ее скорость

$$\frac{v_\tau}{u} = \ln \frac{m_0}{m_\tau}. \quad (13')$$

Очевидно, что ракета достигнет тем большей скорости, чем меньше оставшаяся масса. Это печально, ибо неизбежно, но что поделаешь — такова природа. Хорошо уже то, что найдена лазейка, используя которую, можно достичь «скорости убегания» от планеты, хотя и дорогой ценой.

Но есть и еще одна возможность — увеличение относительной скорости выброса отработанного топлива. Вот что писал Циолковский по этому поводу: «Чтобы снаряд получил наибольшую скорость, надо, чтобы каждая частица продуктов горения или иного отброса получила наибольшую относительную скорость. Она же постоянная для определенных веществ отброса. Экономия энергии тут не должна иметь места: невозможна и не выгодна».

Итак, нужно постараться увеличить скорость выброса u .

15. КАК ВЫБРАСЫВАТЬ МАССУ

...А утром в день гонок мистер Денди ... приказал погрузить на «Беда» два ящика сода-випски ... сорвал крышку с ящика, извлек бутылку — и хлоп в доньшко!

Пробка вылетела, как из пушки. При этом «Беда» получила такой толчок, что заметно продвинулась вперед... А я ... учел это и сделал должные выводы. Объяснил задачу, дал команду ...

«Кормовая башня! Огонь!»

Три пробки залпом вылетают с громоподобным звуком, падают в море подбитые чайки, содовая льется, вода за кормой кипит ... Прямо Трафальгарская битва. А «Беда» между тем движется вперед по ракетному принципу ... И вот мы снова завоевываем ускользнувшую было победу ...

А. Некрасов

«Приключения капитана Врунгеля»

Как же выбрасывать массу? В принципе, это можно сделать миллионом способов. Так, в одном из проектов Циолковского реактивная тяга должна была получаться в результате выстреливания сферическими ядрами из имеющейся на борту космического корабля пушки.

А почему бы не использовать пулеметы для создания тяги? Если в секунду выбрасывается v пуль массой m_1 , каждая со скоростью u , то, проводя рассуждения, аналогичные тем, что были в предыдущем разделе, получим силу тяги $F = vt_1u$. Для старого «Максима» имеем $m_1 = 9$ г, $v = 600 \text{ мин}^{-1} = 10 \text{ с}^{-1}$, $u = 800$ м/с, так что $F = 10 \cdot 9 \cdot 10^{-3} \cdot 800 \sim 70 \text{ Н} \approx 7$ кгс. А в конце концов механик-пулеметчик может в экстазе выбросить в ту же сторону и пулеметные ленты, и сам пулемет — все это пойдет на пользу движению — так же, как в случае с капитаном Врунгелем.

Дальше — больше. Среди множества проектов был, например, «Орион» (рис. 34). В геометрическом центре огромной прочной чаши взрываются поочередно доставляемые туда атомные бомбы.

При взрыве каждой из них сначала возникает интенсивный выброс электромагнитной энергии в виде гамма- и рентгеновского излучения, видимого света и теплового излучения. Поглощение этой энергии, сопровождающееся испарением верхнего слоя обшивки космического



корабля, сообщает аппарату импульс в желаемом направлении. Второе воздействие на корабль возникает, когда осколки бомбы достигнут поверхности чаши и, обладая высокой скоростью, передадут ей свой импульс. Серия из нескольких сотен таких взрывов сможет обеспечить ускорение большой полезной нагрузки при ее взлете с поверхности планеты. (Этот процесс можно сравнить с работой многоступенчатой ракеты, состоящей из мощных

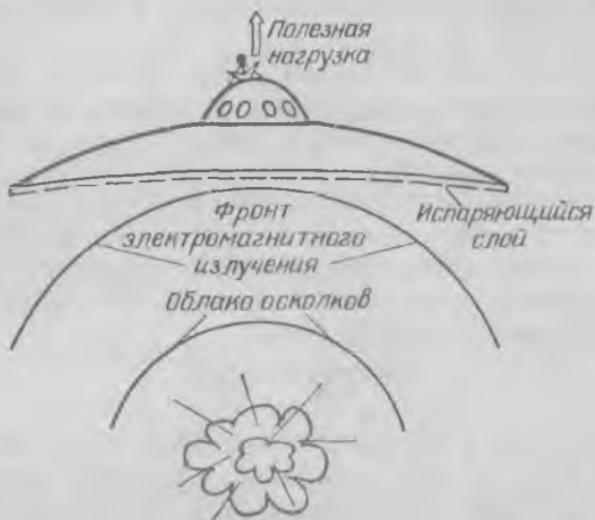


Рис. 34. Проект «Орион»: ускорение аппарата создается за счет последовательных взрывов атомных бомб

ступеней с малыми периодами работы.) Конечно, в этом проекте речь идет о громадном летательном аппарате размером в несколько километров (а может быть, даже и десятков километров).

В настоящее время задача разгона и выброса массы реализуется более обыденно: путем пропускания сильно нагретого газа через так называемое сверхзвуковое сопло. Такой вариант получения реактивной тяги — «силою действия струи газа, вытекающего из резервуара, в котором этот газ находится под давлением», — тоже рассматривался Циолковским.

Разберем этот процесс в упрощенном виде, который, однако, позволит сделать многие выводы. Для лучшего понимания нам придется ввести несколько новых для многих читателей понятий — таких, как поток массы, поток импульса и поток энергии. Они часто используются в физике,

Представьте себе речку, в которой вода течет со скоростью u и которая имеет площадь поперечного сечения (перпендикулярного скорости) S . Тогда за единицу времени через это сечение проходит масса воды, равная произведению $\rho u S$. Эта величина и называется *потоком массы*. Посмотрите, какие величины входят в ее выражение: плотность воды ρ умножается на объем uS , переносимый в единицу времени. Но каждая единица массы (точнее, масса каждой единицы объема) обладает кинетической энергией $\frac{1}{2}\rho u^2$, и импульсом ρu . Значит, река переносит не только массу, но и эти величины тоже, причем *поток кинетической энергии* и *поток импульса* равны соответственно $(\frac{1}{2}\rho u^2)uS$ и $\rho u \cdot uS$. В дальнейшем эти понятия будут нами использованы.

Пусть какая-нибудь жидкость (или газ) движется по каналу переменного сечения площадью S , зависящей от точки на оси x . Очевидно, что масса жидкости (или газа), проходящая через любое сечение S в единицу времени (поток массы), одинакова:

$$\rho u S = \mu = \text{const.} \quad (14)$$

Если плотность ρ постоянна, например течет несжимаемая жидкость, то это уравнение отражает совсем простую мысль: где канал шире, там течение медленнее, где уже — быстрее. В отличие от несжимаемой жидкости газ может расширяться, при этом его плотность уменьшается. Следовательно, при той же площади сечения канала скорость газа будет гораздо больше, чем скорость жидкости, что и требуется для наших целей. Теперь понятно, почему из ракеты должен выбрасываться именно газ.

Для простоты рассуждений будем считать газ идеальным и одноатомным. Это означает, что он подчиняется уравнению Менделеева — Клапейрона $pV = \frac{m}{\mu_0} RT$, или

$$p = \rho \frac{RT}{\mu_0} \quad (15)$$

(здесь p — давление, $\rho = m/V$ — плотность, T — температура, μ_0 — молярная масса газа, а R — газовая постоянная), и что его внутренняя (тепловая) энергия равна

$$\frac{3}{2} \frac{m}{\mu_0} RT.$$

Далее положим, что в газе не происходит никаких химических реакций, тепло к нему ниоткуда не поступает и никуда от него не отводится. Тогда поток суммарной энергии газа, так же как и поток массы, должен сохраняться. Как это записать?

Каждая единица объема газа обладает во время движения кинетической энергией $\frac{1}{2}\rho u^2$ и тепловой энергией $\frac{3}{2}\rho R \frac{T}{\mu_0}$, поэтому потоки этих энергий соответственно равны $(\frac{1}{2}\rho u^2)uS$ и $(\frac{3}{2}\rho R \frac{T}{\mu_0})uS$. Кроме того, сила давления газа pS совершает в единицу времени работу $(pS)u$, что вызывает соответствующее изменение полной (кинетической и тепловой) энергии. Таким образом, поток суммарной энергии равен

$$\left(\frac{\rho u^2}{2} + \frac{3}{2} \rho R \frac{T}{\mu_0} \right) uS + pSu = \text{const},$$

или после деления на ρuS :

$$\frac{u^2}{2} + \frac{3}{2} \frac{RT}{\mu_0} + \frac{p}{\rho} = \text{const}.$$

Преобразуем это уравнение, подставив выражение для давления газа из уравнения Менделеева — Клапейрона. Тогда получим

$$\frac{u^2}{2} + \frac{5}{2} \frac{RT}{\mu_0} = \text{const} = \frac{5}{2} \frac{RT_0}{\mu_0}. \quad (16)$$

Здесь мы конкретизировали выражение постоянной, введя температуру T_0 , при которой газ покоится ($u = 0$).

Теперь, хорошенько поработав, пора нам получать «урожай». Из последнего уравнения видно, что если бы газ в процессе движения мог охладиться до $T = 0$, то было бы $u^2 = 5RT_0/\mu_0$, так что газ приобрел бы самую большую скорость, равную

$$u_{\text{max}} = \sqrt{\frac{5RT_0}{\mu_0}}. \quad (16')$$

При этом вся тепловая энергия газа перешла бы в кинетическую энергию его направленного движения.

Сделаем численную оценку. Допустим, нам удалось нагреть самый легкий одноатомный газ гелий ($\mu_0 = 4 \text{ кг/кмоль}$) до $T_0 = 3000 \text{ К}$. Тогда его можно разогнать

до скорости

$$u_{\max} = \sqrt{\frac{5 \cdot 8,31 \cdot 10^3 \text{ Дж}/(\text{кмоль} \cdot \text{К}) \cdot 3 \cdot 10^3 \text{ К}}{4 \text{ кг/кмоль}}} = 5,6 \cdot 10^3 \text{ м/с} = 5,6 \text{ км/с}.$$

Эта скорость приблизительно в полтора раза меньше первой космической скорости, но вся прелесть в том, что ракета может набрать скорость, гораздо большую скорости истечения газа (см. предыдущий раздел).

И, наконец, остался вопрос:

16. КАКИМ СДЕЛАТЬ КАНАЛ?

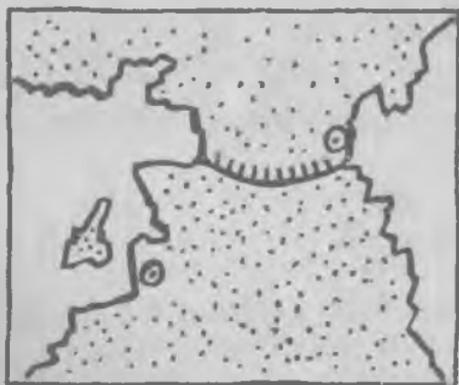
Не пугайтесь. Это уравнение нам скоро понравится.

(Однажды на лекции *)

Иначе говоря, каков должен быть закон изменения площади поперечного сечения S вдоль оси x , чтобы можно было достичь скорости u_{\max} ?

Выделим объем канала, заключенный между близкими друг к другу сечениями x и $x + \Delta x$, где площади соответственно равны S и $S + \Delta S$, а скорости, плотности и давления — u и $u + \Delta u$; ρ и $\rho + \Delta \rho$; p и $p + \Delta p$ соответственно (рис. 35). На участке Δx поток массы $\mu = \rho u S$ изменяет свой импульс под действием разности $pS - (p + \Delta p)(S + \Delta S)$ сил давления, действующих вдоль оси x , и проекции на эту ось силы давления, действующей со стороны стенки канала:

$$p \cdot 2\pi r(x) \cdot \Delta x \operatorname{tg} \alpha = p \cdot 2\pi r(x) \cdot \Delta r = p \cdot \Delta(\pi r^2) = p \cdot \Delta S.$$



Запишем уравнение второго закона Ньютона для приращения импульса потока массы μ под действием указанных сил:

$$\mu(u + \Delta u) - \mu u = pS - (p + \Delta p)(S + \Delta S) + p\Delta S.$$

Отсюда

$$\mu \Delta u = -\Delta p S,$$

или

$$\rho u \Delta u = -\Delta p. \quad (17)$$

*) Из газеты МФТИ «За науку» от 27 марта 1987 г.

Тут пачинается формальная обработка полученных результатов. Выпишем подряд уравнения (14) — (17):

$$\begin{aligned} \rho u S &= \text{const}, \\ p &= \rho \frac{RT}{\mu_0}, \\ \frac{u^2}{2} + \frac{5}{2} \frac{RT}{\mu_0} &= \text{const}, \\ \rho u \Delta u &= -\Delta p. \end{aligned}$$

Можно и полюбоваться, и прислушаться: тут вся динамика стационарного течения идеального газа! Но вот

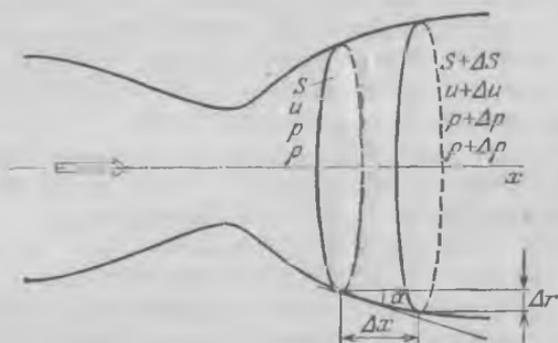


Рис. 35. Форма канала, в котором сжимаемый газ можно разогнать до сверхзвуковой скорости

что любопытно. Три уравнения выписаны в виде обычных алгебраических соотношений, а последнее — в виде малых приращений. И с этим ничего не поделаешь, поскольку и ρ , и p , и u изменяются вдоль канала. Поэтому последнее уравнение трогать не будем, а все другие запишем тоже в виде приращений (подробнее о том, как это сделать, в частности, как найти малое приращение произведения изменяющихся величин, можно прочитать в Приложении 2):

$$uS \Delta \rho + \rho S \Delta u + \rho u \Delta S = 0,$$

или

$$\frac{\Delta \rho}{\rho} + \frac{\Delta u}{u} + \frac{\Delta S}{S} = 0, \quad (14')$$

$$\Delta p = \frac{R}{\mu_0} (T \Delta \rho + \rho \Delta T), \quad (15')$$

$$u\Delta u + \frac{5}{2} \frac{R}{\mu_0} \Delta T = 0, \quad (16')$$

$$\rho u \Delta u = -\Delta p. \quad (17')$$

Подставим ΔT из выражения (16') в равенство (15'), Δp из полученного выражения подставим в (17'), откуда Δp — в (14') и найдем связь между Δu и ΔS :

$$\frac{\Delta u}{u} \left(\frac{3}{5} \frac{u^2 \mu_0}{RT} - 1 \right) = \frac{\Delta S}{S}. \quad (18)$$

Отметим, что $\frac{5}{3} \frac{RT}{\mu_0}$ — это квадрат какой-то скорости. Обозначим его через a^2 , тогда в скобке будет выражение $(u/a)^2 - 1$. На самом деле a^2 — это квадрат скорости звука в одноатомном газе при температуре T , но этот факт нам не понадобится. Просто будем помнить, что есть некоторая важная скорость a , зависящая от T . И этого нам здесь будет достаточно.

Итак, что же видно из последнего уравнения? Если $u < a$, то скобка отрицательна, и для положительного приращения скорости ($\Delta u > 0$) приращение площади должно быть отрицательным ($\Delta S < 0$), т. е. площадь надо уменьшать. По мере увеличения u мы достигнем точки, где $u = a$. Здесь скобка обращается в нуль, и $\Delta S = 0$ при любом Δu , в том числе и положительном. И наконец, когда $u > a$, для дальнейшего роста u нужно обеспечить положительное приращение площади ($\Delta S > 0$), т. е. сечение канала должно увеличиваться. Это и есть качественное описание сопла, которое позволяет разогнать газ до большой скорости (в частности, до u_{\max} при $S \rightarrow \infty$ и $T \rightarrow 0$).

Закончить нам хочется словами К. Э. Циолковского, сказанными им в 1935 г.: «...До последнего времени я предполагал, что нужны сотни лет для осуществления полетов с астрономической скоростью (8—17 км в секунду)... По непрерывная работа в последнее время колебала эти мои нессимистические взгляды; найдены приемы, которые дадут изумительные результаты уже через десятки лет».

И он оказался прав.

А что же струя? Она осталась позади (см. Дополнение).

17. ГДЕ ВЗЯТЬ МАССУ?

Сравнительно недавно было обнаружено, что в воздухе, даже над океаном, на высоте 1—2 тысячи метров встречаются довольно плотные «слои» мелких насекомых, своеобразного воздушного планктона. Им-то и питаются птицы, фактически «дозаправляясь» в воздухе.

В. Кожохин *)

Но зачем нам насекомые? Окислитель, топливо — дело другое. Их приходится брать в полет и поднимать все эти тошны, которые в момент взлета, собственно говоря, и не пужны, а понадобятся лишь потом. А нельзя ли что-нибудь подбирать на дороге, как это делают птицы, совершающие перелеты в десятки тысяч километров? Конечно, топлива по дороге нет, но окислитель... Ведь атмосфера на одну пятую состоит из кислорода — самого классического окислителя! Да и азот пригодится как нейтральная масса. Вот и родилась идея: не брать с собой в далекий полет абсолютно все, а хоть чем-то дозаправиться прямо в полете. К чести человека, эта идея родилась раньше, чем он (сравнительно недавно) узнал о бережливости птиц.

Например, прямоточный двигатель, рассмотренный нами в разделе 14, является экономным «глотателем» воздуха, из которого он берет и кислород для сжигания своего (запасенного на борту) горючего, и азот в качестве инертного подогреваемого (и при этом расширяющегося) газа. Но прямоточный двигатель тут же расходует все, что потребляет. А что если расходовать не все, а откладывать «на черный день»?

Например, ясно, что при вертикальном взлете, проходя всю толщу атмосферы, можно захватить ограниченную массу столба атмосферы, которая, в расчете на 1 м^2 , равна $m_1 = p_0/g = 10 \text{ т/м}^2$.

А летая горизонтально, можно «предоставить дело времени» и накапливать воздух сколько угодно. Космический летательный аппарат можно вывести на орбиту «пустым», а его «заправку» произвести



*) Кожохин В. Махолет — мечта или реальность? — Наука и жизнь, 1987, № 3, с. 92.

уже на орбите, что существенно снизит массу ракеты-носителя. Есть и другой вариант: на орбиту предварительно выводится аппарат-заправщик, который накапливает атмосферный газ. Через определенное время на орбиту выводится космический аппарат с пустыми баками. Аппарат-заправщик «переливает» накопленный им газ в баки космического аппарата, после чего космический аппарат летит куда следует.

Итак, пусть отверстие воздухозаборника имеет площадь сечения S_{\perp} , а все, что располагается за ним (весь летательный аппарат), имеет меньшее сечение. При этом «заглатываемая» воздухозаборником в единицу времени масса воздуха равна $q = \rho v S_{\perp}$. А в результате торможения захваченной массы аппарат будет получать отрицательное приращение импульса в единицу времени, равное $X = \rho v^2 S_{\perp} = qv$ (мы опять здесь пренебрегаем тепловыми скоростями молекул и считаем, что все они летят параллельно оси аппарата с его скоростью v).

Но для полета с постоянной скоростью v сила сопротивления должна уравниваться силой тяги двигателя $F = \mu u$. Отсюда $\mu = qv/u$. Напомним, что здесь μ — секундный расход выбрасываемой массы (кг/с), u — скорость ее выброса относительно аппарата. Тогда внутри аппарата будет оставаться (накапливаться) в единицу времени масса $\dot{m}_i = q - \mu$. Считая, что полет происходит на постоянной высоте (плотность атмосферы постоянна), это выражение с учетом предыдущих можно записать

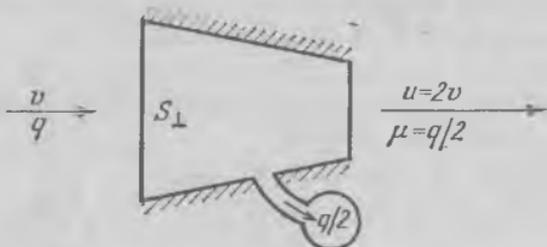


Рис. 36. Орбитальный накопитель массы

в виде $\dot{m}_i \sim v(u - v)$. Правую часть этого соотношения можно изобразить графически как функцию от v и убедиться, что она максимальна при $v = u/2$. Значит, чтобы накопление шло как можно быстрее, нужно выбрасывать ровно половину захватываемой массы воздуха со скоростью, ровно вдвое большей скорости полета (рис. 36). (Но что значит «ровно»? Конечно, как всегда в физике, в рамках принятых предположений. А мы молчаливо

пренебрегли массой сжигаемого топлива, которое окисляется захватываемым кислородом.) Если полет происходит с орбитальной скоростью $v \approx 8$ км/с, скорость струи относительно аппарата должна быть $u \approx 16$ км/с. Сразу ясно, что такую скорость истечения не сможет обеспечить обычная тепловая («химическая») ракета (см. раздел 15). Тут нужно что-то другое, например электро-реактивный двигатель (раздел 18).

Используя формулу (1) или рис. 1, можно рассчитать, что на орбите высотой 100 км при площади воздухозаборника 1 м^2 можно накапливать в сутки приблизительно 200 кг воздуха. А ведь летать можно не одни сутки...

18. МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ДВИЖИТЕЛИ

А для межпланетного путешествия у меня есть кое-какие возможности лучше пороховой ракеты.

А. Беллев
«Продавец воздуха»

Если у вас есть старый телевизор — не выбрасывайте его! Ведь в нем летят к экрану электроны, разогнанные специальной пушкой кинескопа. Обладая массой и скоростью, они обладают импульсом! Достаточно разбить экран или сделать его дырявым, чтобы выпустить эти электроны, — и готов еще один реактивный движитель.

А можно разгонять той же пушкой не легкие электроны, а более тяжелые заряженные частицы: например, положительные ионы ртути, «приготовленные» из ее атомов (атомная масса ртути 201; значит, поц в $40 \cdot 10^4$ раз «тяжелее» электропа), или еще более массивные коллоидные частицы, тоже предварительно сообщив им заряд.

Рассмотрим ионный движитель *).



* «Движитель» — это не опечатка. Это только часть двигателя (за вычетом, например, источника энергии), которая как раз и превращает энергию любого вида (тепловую, ядерную, электромагнитную) в нужную нам кинетическую энергию.

Схема его (рис. 37) совсем проста — это две параллельные плоскости, на одной из которых каким-то образом рождаются заряженные частицы, а другая, продырявленная, выпускает эти частицы, ускоренные разностью потенциалов U , приложенной между этими плоскостями. Левее левой плоскости показан напуск рабочего тела, из которого и образуются ионы.

Казалось бы, чего проще. Но что там на рисунке показано справа в виде треугольничка? А это эмиттер (испускатель) электронов. Ведь если двигатель начнет выбрасывать только одни ионы, он приобретет равный по

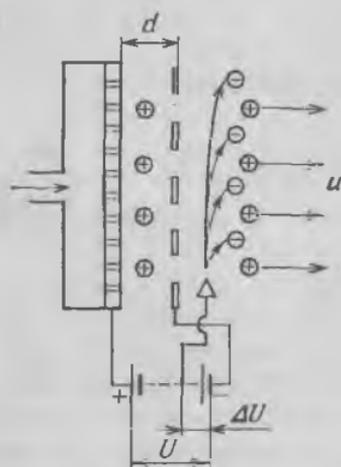


Рис. 37. Схема ионного двигателя

модулю заряд противоположного знака, а вместе с ним зарядится и весь двигатель (а значит, и спутник или межпланетный корабль, на которых установлен этот двигатель) — ведь, в отличие от телевизора, заземлить его нельзя. Выброшенные ионы начнут тормозиться и возвращаться на корабль, тяга двигателя упадет до нуля. Следовательно, вдобавку ионам надо выбрасывать равный заряд электронов, — вот и приделали к двигателю еще один электрод — эмиттер электронов. А масса электронов много меньше массы ионов (выше мы делали

оценку), так что они легко устремятся за ионами сами, да еще им можно помочь дополнительной разностью потенциалов ΔU (не забыв правильно выбрать ее знак, как показано на рисунке, — ведь электроны отрицательны).

Попробуем построить приближенную теорию ионного двигателя.

На первый взгляд, это простой плоский конденсатор. Но не совсем простой. Во-первых, он не пустой: пространство между его обкладками наполнено зарядами, ускоряющимися от одной пластины к другой. А каждый заряд порождает свое поле, так что можно наверняка сказать, что суммарное поле уже не будет однородным в пространстве, в отличие от пустого конденсатора. Но в любом случае, каким бы ни было это суммарное поле, скорость v заряда q , прошедшего разность потенциалов U , можно точно найти из закона со-

хранения энергии $mu^2/2 = qU$:

$$u = \sqrt{2qU/m}. \quad (19)$$

А напряженность поля в любом случае (хотя бы из соображений размерности) будет иметь порядок (это уже приближенное соотношение!)

$$E \sim U/d.$$

Во-вторых, в рассматриваемом случае заряды пластин этого «конденсатора» не равны по модулю: с левой пластины ионы уходят, а на правую не попадают (пam ведь пужно выбросить их в космос).

Суммарный заряд ионов между пластинами имеет порядок $qnSd$, где S — площадь пластин, n (m^{-3}) — концентрация ионов. Значит, на единицу площади пластин конденсатора приходится заряд плотностью $\sigma \sim qnd$, а создаваемое им поле (как поле заряженной «пластины») порядка

$$E \sim \frac{qnd}{\epsilon_0}.$$

Из двух последних соотношений имеем

$$nq \sim \frac{\epsilon_0 U}{d^2}.$$

Попробуем связать плотность тока ионного движителя j с разностью потенциалов U . Суммарный ток через все сечение движителя равен (ср. с потоком массы, раздел 15)

$$jS = nquS = nqS \sqrt{\frac{2qU}{m}}.$$

Отсюда получим

$$j \sim \frac{\epsilon_0}{d^2} \sqrt{\frac{2q}{m}} U^{3/2} \sim U^{3/2}.$$

Это так называемый закон трех вторых Чайлда — Ленгмюра. Он хорошо известен тем, кто занимался электронными лампами, но оказался полезным и для нас.

А что ж тяга? Теперь мы легко оценим и ее. В самом деле, если секундный расход массы равен $\dot{m} = mnuS$, а каждый ион приобретает приращение скорости, равное u , то плотность потока импульса, или сила тяги в расчете на единицу площади пластин (плотность

силы тяги), равна

$$\frac{F}{S} = \frac{\dot{m}}{S} u = m n u^2.$$

Подставляя mn и u из вышеприведенных формул, получим

$$\frac{F}{S} \sim \epsilon_0 \left(\frac{U}{d} \right)^2. \quad (20)$$

Но что это — сила тяги оказалась не зависящей ни от заряда, ни от массы ионов, ни от того, сколько их и до какой скорости их разогнали?! Да, это так.

Но тогда что же получается: казалось бы, можно приложить сколь угодно большую разность потенциалов U к электродам ионного движителя, расположив их на возможно меньшем расстоянии d , и получить любую заданную силу тяги? Увы, если напряженность поля становится слишком большой ($E \sim U/d \sim 10^6$ В/м), между электродами возникает разряд. Это и ограничивает возможности ионного движителя.

Сделаем численную оценку этих возможностей. Итак, пусть $(U/d)_{\max} = 10^6$ В/м. Тогда

$$F/S \sim (10^6)^2 / (36\pi \cdot 10^9) \sim 10 \text{ Н/м}^2. \quad (20')$$

В отличие от максимальной тяги, скорость истечения реактивной струи, как видно из (19), существенно зависит от массы иона, т. е. от выбора рабочего тела. Например, при разности потенциалов $U = 10^6$ В и в случае однократно заряженных ионов ртути получим

$$u_{\text{Hg}} = \sqrt{\frac{2qU}{m_{\text{Hg}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,6 \cdot 10^{-19} \text{ Кл} \cdot 10^6 \text{ В}}{201 \cdot 1,67 \cdot 10^{-27} \text{ кг}}} \approx 10^6 \text{ м/с}. \quad (19')$$

В случае ионов водорода (протонов) эта скорость будет в $\sqrt{200}$ раз больше, т. е. $u_{\text{H}} \sim 1,5 \cdot 10^7$ м/с (при той же силе тяги, но при расходе массы водорода, в 200 раз меньшем, чем расход ртути).

Что же получилось? Хотя в ионном движителе нам удалось разогнать вещество в тысячу или даже в десять тысяч раз быстрее, чем при помощи газодинамического сопла (см. раздел 15), однако сила тяги невелика: целый квадратный метр сечения такого двигателя создает силу тяги всего порядка 10 Н, или 1 кгс. И к тому же это совсем «не бесплатно»: пучки источников разности потенциалов, устройство для ионизации, довольно

прочная конструкция самой «коробки» — конденсатора и т. д. В результате вес всего двигателя (уже не только движителя) на Земле будет в тысячи раз больше, чем создаваемая им сила тяги. Естественно, такой двигатель нельзя использовать для старта с поверхности планеты.

Что же, значит, он бесполезен? Совсем нет. Хотя вызываемое им ускорение аппарата будет составлять малую долю ускорения земного тяготения, но если его заставить работать непрерывно много месяцев, в конце концов можно будет разогнаться до скорости даже больше той, которая получится при работе обычной «тепловой» ракеты, где за несколько минут сжигаются сотни тонн топлива. В результате для перелета с орбиты Земли на орбиту Марса ионный двигатель даже предпочтительнее «тепловой» ракеты — а уж потеря массы при этом окажется гораздо меньше. Но, конечно, только с орбиты на орбиту. А чтобы попасть с поверхности на орбиту Земли или спуститься с орбиты Марса на его поверхность, нужен, конечно, не ионный двигатель, а такой, который обеспечил бы подъемную силу, не меньшую, чем вес аппарата.

19. РАДИОИЗОТОПНЫЙ ПАРУС

...Совершенно очевидно, что парус — это целая эпоха в истории человечества, изобретение столь же гениальное, как и изобретение колеса. И если колесо помогло человеку в преодолении земных пространств, то парус позволил ему оторваться от берега и познать мир, добраться до самых удаленных его уголков.

Школа яхтенного рулевого *)

Собственно говоря, парус изобретают вновь и вновь независимо друг от друга все поколения.

Влодзимеж Гловацкий **)

А нет ли частиц, которые не нуждаются в разгоне? Такие частицы есть! Это продукты распада радиоактивных элементов. Известно, например, что при радиоактивном распаде изотопа полоний-210 (^{210}Po) образуется альфа-частица (α -частица), имеющая скорость $1,6 \cdot 10^7$ м/с. Сравните: это такая же скорость, до которой можно разогнать ядро атома водорода (протон) раз-

*) Школа яхтенного рулевого/Под ред. Е. П. Леоптьева.— М.: Физкультура и спорт, 1974.

**) Гловацкий Влодзимеж. Увлекательный мир парусов.— М.: Прогресс, 1979.



ностью потенциалов в миллион вольт, а α -частица уже разогнана «бесплатно»! Правда, неизвестно заранее, куда полетит эта поворожденная частица, — нам надо, чтобы она полетела в сторону, противоположную направлению нашего движения. Но это не проблема: нанесем слой ^{210}Po на какую-ни-

будь плоскую подложку (рис. 38), тогда α -частицы, летящие в направлении этой подложки, будут ею поглощены, а в противоположную сторону — улетят свободно. Но не совсем свободно: те частицы, которые вылетят с поверхности слоя, улетят свободно, а вот те, которые стартуют со дна слоя, будут поглощены самим этим слоем. Значит, мы можем определить, какой толщины надо выбрать и подложку, и сам слой



Рис. 38. Схема радиоизотопного паруса

полония: первая долька должна быть достаточно толстой, чтобы она поглощала все α -частицы (летящие вправо на рисунке), а второй — достаточно тонким, чтобы α -частицы с его дна еще вылетали за его пределы влево. Остается измерить эти толщину (они называются длиной пробега в соответствующем материале). Измерения показали, что они равны $6,5 \cdot 10^{-6}$ м в самом полонии и $3 \cdot 10^{-5}$ м в пластмассе, из которой можно сделать подложку. Давайте и выберем толщину пластмассы, равной длине пробега в ней α -частицы, т. е. $3 \cdot 10^{-5}$ м, а толщину слоя радиоактивного вещества — на порядок меньше длины пробега в нем, т. е. $6,5 \cdot 10^{-7}$ м, чтобы почти все

вылетающие частицы еще имели бы «приличную» скорость, а не были бы «на излете», напрасно растратив свою энергию на нагревание слоя. После этого, зная плотности пластмассы и полония (2 и 9,2 г/см³ соответственно), можно легко найти вес одного квадратного метра двухслойного паруса: 0,66 Н/м².

А от чего зависит его сила тяги? Конечно, хотелось бы, чтобы в единицу времени рождалось как можно больше α -частиц. Но тогда быстро кончился бы их запас, а вместе с ним и тяга. Это зависит от так называемого периода полураспада изотопа — времени, по истечении которого распадается каждый второй из имеющихся первоначально атомов радиоактивного вещества. Для ²¹⁰Po период полураспада $\tau = 138$ суток. Оценим, сколько атомов распадается в начальный момент времени в выбранном нами слое толщиной δ и площадью S . Ясно, что число всех атомов в этом слое равно $N = \frac{S\delta\rho^0}{\mu_0} N_A$, где ρ^0 — плотность, $\mu_0 = 210$ г/моль — молярная масса изотопа, $N_A = 6 \cdot 10^{23}$ атомов/моль — постоянная Авогадро. Так как половина этих атомов должна распасться за время τ , то число их распадов в единицу времени имеет порядок $N/2\tau$ (на самом деле это даже точное соотношение). А поскольку из них только половина полетит в одну сторону (и создаст тягу), а половина — в другую (и будет поглощена), то это количество распадов в секунду надо бы еще разделить пополам.

Каждая вылетевшая α -частица обладает массой $m_\alpha = 6,7 \cdot 10^{-27}$ кг, следовательно, расход массы составит $\mu = \frac{N}{4\tau} m_\alpha$. Для получения реактивной силы этот расход, как известно, нужно умножить на скорость вылета (отпосительно паруса). Но α -частицы могут вылетать под различными углами к плоскости паруса — от 0 до 90°, хотя бы и в нужную сторону, да еще и с различной глубиной, да еще пройдя при этом в зависимости от угла различные расстояния внутри слоя и, следовательно, имея на его поверхности разные значения скорости. Однако для оценки порядка величины реактивной тяги достаточно просто умножить m на скорость α -частицы u_α , а точнее будет, если умножим на «среднее по углу» значение $u_\alpha/2$. Итак, получим следующую оценку силы тяги:

$$F \sim \frac{N}{8\tau} m_\alpha u_\alpha = \frac{S\delta\rho^0}{8\mu_0\tau} N_A m_\alpha u_\alpha. \quad (21)$$

Тогда для тяги на единицу площади получим

$$F/S \sim 2 \cdot 10^{-5} \text{ Н/м}^2. \quad (21')$$

Значит, тяга изотопного паруса составляет малую долю, $\sim 3 \cdot 10^{-5}$, его веса. Видно опять-таки, что мы получили двигатель малой тяги, хотя и малого расхода массы.

Однако и эта тяга не столь мала, чтобы ею мог пренебречь инженер-практик. Поэтому и рассматривались, как вполне реальные, проекты космического корабля с изотопным парусом (рис. 38).

Кстати, а во что же превращается полоний после распада? Для ответа достаточно написать ядерную реакцию с указанием не только атомной массы, но и атомного номера (заряда ядра) полония и α -частицы, которая есть просто ядро гелия ($\alpha \equiv {}^4_2\text{He}$):



Здесь мы учли законы сохранения массы (конечно, с точностью до так называемого дефекта массы) и заряда (совершенно точный закон). Теперь, взглянув на таблицу Менделеева, увидим, что номер 82 соответствует свинцу. Итак, после «выгорания» полония у нас останется пластмассово-свинцовый парус, из которого можно будет разве что изготовить дробь для охоты на других планетах, например, на «ядовитых рататуев», упоминаемых в одном научно-фантастическом романе.

20. ФОТОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ И СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС

Тогда ладони я поднес неволью
К моим бровям, держа их козырьком,
Чтобы от света не было так больно...
Так мне казалось, что в лицо мне бьет
Сиянье отраженного света...

Данте
«Божественная комедия»

А разве нет частиц еще более быстрых, чем ионы, разогнавшиеся в конденсаторе, или частицы, образовавшиеся при распаде радиоактивных изотопов? Конечно, есть. Это самые быстрые частицы — фотоны, кванты электромагнитного излучения, быстрее которых не бывает, поскольку они движутся со скоростью света $c = 300\,000 \text{ км/с} = 3 \cdot 10^8 \text{ м/с}$.

Установим обычную электрическую лампочку в фокусе параболического зеркала (рис. 39). Вся электрическая мощность W , подведенная к ней, преобразуется в свет и тепло. В свою очередь тепло — это тоже, как и свет, излучение (невидимое инфракрасное), т. е. тоже кванты, но мень-



ших частот, чем оптические. А каждый квант частоты ν имеет массу $m_\nu = h\nu/c^2$ и импульс $p_\nu = h\nu/c$, который после отражения от параболического зеркала разворачивается параллельно оси параболоида. Если в единицу времени лампочкой излучается \dot{n}_ν квантов частоты ν , то полный импульс улетевших в единицу времени вдоль оси фотонов равен сумме импульсов всех фотонов:

$$P = \frac{1}{c} \sum h\nu \dot{n}_\nu$$

Но числитель этого выражения как раз и равен мощности лампочки, а секундный поток импульса как раз и есть сила тяги, так что

$$F = P = W/c. \quad (22)$$

Например, для привычной комнатной стоваттной лампочки получим силу тяги $F = 100/(3 \cdot 10^8) \approx 3 \cdot 10^{-7}$ Н. Интересно узнать, какое ускорение может сообщить эта сила летательному аппарату или хотя бы одному двигателю. Для этого, как известно, нужно силу разделить на суммарную массу самой лампочки, параболического зеркала, подводящих проводов, питающего ее источника (например, батареи аккумуляторов). Понятно, получится довольно малая величина, но сравнению с ускорением земного тяготения. Тем не менее и это все-таки какая-то тяга! Теперь, зная это, не ощутите ли Вы легкий толчок, включив в темноте фонарик? (Это шутка.)



Рис. 39. Схема фотонного двигателя

Но зачем лампочка? Ведь вся Солнечная система пронизана квантами разных частот, излучаемыми ее цент-

ральным телом! Их можно повернуть назад, отразив от большого зеркала. А при зеркальном отражении каждого кванта зеркало получит импульс $p = 2h\nu/c$ при нормальном падении или $p = (2h\nu/c) \cos \theta$ — при падении под углом θ . Аналогичные рассуждения мы уже использовали при рассмотрении отражения молекул от крыла (см. раздел 13).

Причем полученный зеркалом импульс будет направлен по нормали к поверхности зеркала независимо от того, откуда прилетел квант. Значит, имеется возможность управлять и величиной, и направлением силы тяги при помощи изменения угла установки плоскости паруса по отношению к направлению потока квантов!

Оценим наибольшую силу тяги паруса, расположенного на орбите Земли, где плотность потока солнечной энергии составляет $w_{\odot} = 1400 \text{ Вт/м}^2$. Имеем

$$F/S = 2w_{\odot}/c \approx 10^{-5} \text{ Н/м}^2. \quad (23)$$

А с удалением от Солнца эта величина будет уменьшаться. Легко понять, по какому закону: ведь суммарный поток энергии через замкнутые сферы любого радиуса остается постоянным, значит, $w_{\odot} r_{\oplus}^2 = w \cdot r^2$, откуда $w = w_{\odot} \frac{r_{\oplus}^2}{r^2}$. Следовательно, и тяга будет падать с удалением от Солнца как квадрат расстояния. И тем не менее, как вычислили ученые, космический корабль массой в одну тонну может перелететь с орбиты Земли на орбиту Марса приблизительно за один год при помощи солнечного паруса диаметром в полкилометра, сделанного из алюминиевой фольги толщиной в один микрометр. Масса такого паруса составит около полутонны. Все это не так уж нереально, хотя пока что не опробовано. Попробуйте, когда станете взрослыми.

21. ЭНЕРГЕТИКА КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Ох, нелегкая это работа —
Из болота тащить бегемота!

К. Чуковский

В самом деле, какую надо затратить работу, чтобы вытащить бегемота на берег, переместив при этом его центр масс на высоту h (рис. 40)? Всякий школьник скажет так: если масса бегемота m , а ускорение тяготе-

ния однородно и равно g (при этом, конечно, пренебрегаем теми возмущениями поля тяготения, которые создаются неровностями берега и самим бегомотом), то сила, которую надо приложить к бегомоту, численно равна его весу $G = mg$, но направлена вверх, куда направлено и его перемещение. Значит, работа равна $A = mgh$ — самая привычная формула! (Конечно, она не учитывает затраты, например, на трение.)



Но если бегомоту больше понравится пребывать в болоте, он может соскользнуть в него снова. Куда теперь денется затраченная нами работа? Она перейдет в другие виды энергии — пойдет на трение, сопротивление воды, волны на воде, раскачивание камышей, кипетическую энергию бегомота — а последняя, когда он остановится и все стихнет, все равно в конце концов перейдет в тепловую энергию. Тогда говорят так: вытащенный бегомот (состояние B) обладал по отноше-



Рис. 40. В постоянном поле тяготения кривая потенциальной энергии бегомота повторяет профиль берега

нию к бегомоту в болоте (состояние A) большей потенциальной энергией: $\Delta\Pi = \Pi_B - \Pi_A = A$ (равной нашей работе по его вытаскиванию). Или: потенциальная энергия бегомота в болоте меньше на ту же величину ($\Delta\Pi$) по отношению к его положению на берегу. А последнюю мысль выражают еще так: бегомот в болоте (A) находится в потенциальной яме (по отношению к уровню B) глубиной $-mgh$. Это и изображено на рис. 40: нулевой уровень потенциальной энергии (по отношению к кото-

рому отсчитываются энергии в других состояниях) соответствует $\Pi = 0$, в болоте — $-mgh$ (тут не надо путать тире, адекватное слову «есть», и «минус», указывающий, что это — потенциальная яма).

Ну, а какова потенциальная энергия бегемота в других точках, например B или Γ ? Ясно, что она в точности повторяет профиль берега $y(x)$ и равна $\Pi = -mgy(x)$.

Все эти слова про бегемота сказаны с целью напомнить понятие потенциальной энергии в постоянном поле тяготения. Но что общего у космического летательного аппарата с бегемотом? Посмотрим.

Летательный аппарат массой m движется в поле тяготения, которое действует на него согласно закону всемирного тяготения Ньютона. Например, Солнце притягивает его с силой $F = -\gamma \frac{mM_{\odot}}{r^2}$, где r — расстояние аппарата до Солнца, M_{\odot} — масса Солнца, γ — постоянная тяготения.

Если потенциальную энергию аппарата в поле тяготения Солнца на очень большом (бесконечном) расстоянии от него считать равной нулю (вспомним бегемота, удаленного из болота, — состояние B), то на любом расстоянии r мы можем записать

$$\Pi(r) = -\gamma \frac{mM_{\odot}}{r} \quad (24)$$

и нарисовать потенциальную яму в виде гиперболы (рис. 41). Тогда притяжение аппарата к Солнцу можно описать как стремление упасть в эту потенциальную яму. На рисунке изображено еще несколько ямок поменьше — это потенциальные ямы планет, выстроившихся в «парад планет». А у Земли изображены еще две потенциальные ямки — это Луна, которая может оказаться и справа, и слева.

Теперь можно в терминах энергии следующим образом описать космический перелет, скажем, с Земли на Марс: прежде всего, нужно затратить работу на «вытаскивание» корабля из потенциальной ямы Земли, равную

$$\Delta\Pi_1 = \gamma \frac{mM_{\oplus}}{R_{\oplus}},$$

затем — на преодоление склона потенциальной ямы Солнца между Землей и Марсом,

$$\Delta\Pi_2 = \gamma mM_{\odot} \left(\frac{1}{r_{\oplus\odot}} - \frac{1}{r_{\text{М}\odot}} \right),$$

затем... по ведь затем аппарат сам «свалился» в потенциальную яму Марса, как бегемот в болото, и даже выделяется тепло! Да, по кому от этого легче? Наоборот, надо будет затрачивать теперь работу по торможению — ведь не бросают же человека в ведре в колодезь, который нужно отремонтировать, а опускают бережно, значит, охять-таки работают. И получается, что для спуска на

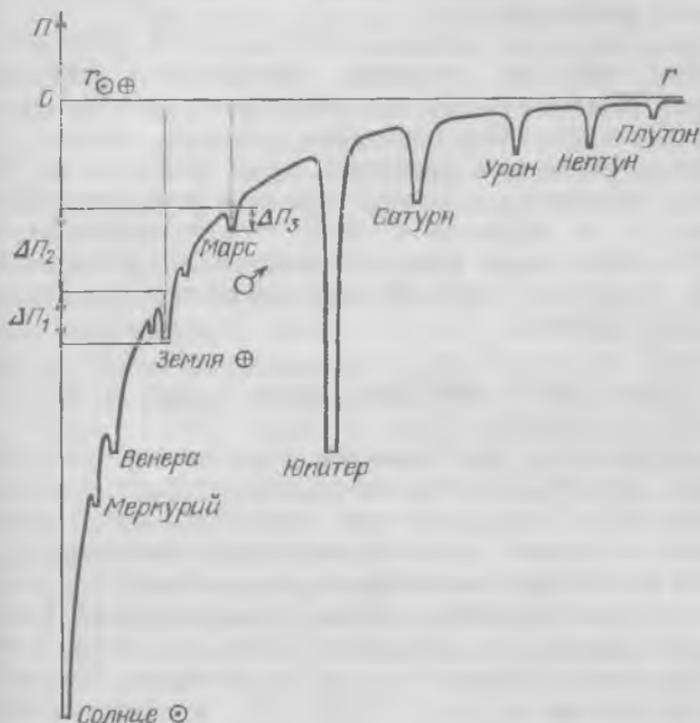


Рис. 41. Потенциальная энергия тела в зависимости от расстояния до центра Солнца в случае «парада планет» (когда все они расположены вдоль одного луча)

Марс, у которого атмосферы в 10^2 раз меньше, чем у Земли, надо затратить, как минимум, работу, равную глубине его потенциальной ямы

$$\Delta\Pi_3 = \gamma \frac{mM_{\text{М}}}{R_{\text{М}}}$$

Итак, сколько же всего нужно поработать, чтобы доставить с поверхности Земли на поверхность Марса полезный груз? Проведем оценку в расчете на 1 кг груза, т. е. разделим все эти формулы на массу m . Тогда из наших рассуждений следует, что искомая работа не мо-

жет быть меньше, чем сумма этих трех энергий: $\Delta\Pi_1 + \Delta\Pi_2 + \Delta\Pi_3 \approx 4 \cdot 10^8 \text{ Дж/кг} \cdot m = \beta m = \Pi_2$.

Но где те добрые звери, которые, как это было в случае с бегемотом, затратили бы столько своих собственных джоулей (β) на перетаскивание каждого килограмма полезного груза с Земли на Марс? Увы, в космосе их нет, и придется полагаться на свои силы. Итак, нужен собственный двигатель.

Уже сейчас мы можем оценить, если пользоваться услугами обычного топлива (химического источника энергии, выделяющейся при окислении горючего), сколько потребуется сжечь, например, керосина, чтобы доставить один килограмм полезного груза с Земли на Марс. Используя понятие удельной теплоты сгорания топлива L (Дж/кг) и предполагая еще, что все выделяющееся при сгорании тепло идет на совершение механической работы, получим (при сгорании керосина в кислороде $L \approx 4 \cdot 10^4 \text{ кДж/кг}$)

$$\zeta = \frac{\beta}{L} \approx 10 \frac{\text{кг керосина}}{\text{кг полезного груза}}.$$

Это уже само по себе немалое количество, но тут еще конфуз: а кто будет работать над подъемом с Земли этих тонн горючего (а к нему еще и окислителя), необходимых для доставки одного килограмма полезного груза? Значит, нужно еще дополнительное топливо? А для подъема его — еще. Короче — целый снежный ком! Все это надо просуммировать, и хорошо, если, как говорят математики, сумма сойдется, т. е. не устремится к бесконечно большой величине.

Заранее знаем: сойдется. И то, что получится в результате, будет начальной массой ракеты.

И еще одна возможность. Вспомним — бегемот, соскользнувший обратно в болото, может остановиться в нем, не затрачивая усилий, за счет сопротивления воды, пла, водорослей. Точно так же, соскальзывая в потенциальную яму планеты назначения, можно использовать для торможения силу трения об атмосферу планеты (конечно, если таковая у планеты имеется; а такие планеты есть: Земля-то уж точно (см. раздел 23)).

Таким образом, уже для того, чтобы только выбраться из потенциальной ямы планеты, нужно затратить немалую энергию в расчете на один килограмм массы.

Но нельзя ли на чем-нибудь сэкономить? Например, в разделе 17 уже шла речь о том, что часть массы мож-

по «подбирать на дороге» при полете в атмосфере. А что делать на Луне, Меркурии, где ее нет, или на Марсе, где она очень разрежена? Нельзя ли, например, источник энергии оставить на поверхности планеты, а космические корабли запускать, как-то передавая энергию им вслед?

Ученые уже предложили такие проекты. Будем светить вслед улетающей ракете мощным пучком лазера. Попадая внутрь сопла ракеты, его излучение поглощается определенным твердым веществом, которое испаряется и выбрасывается наружу, навстречу лучу. Проходя через истекающий пар, луч еще дополнительно разогревает этот пар, что способствует его дальнейшему расширению. При этом расходуется только испаряемое вещество ракеты. Хорошая идея. Ею можно воспользоваться на планетах без атмосферы.

А что, если вообще не брать на ракету и этого испаряемого лазером вещества? Давайте луч лазера фокусировать при помощи самого сопла с отражающими стенками в «точке», находящейся где-то внутри сопла. Мы не случайно взяли «точку» в кавычки: как известно, любую волну, в том числе и электромагнитную (каковой и является луч лазера), можно сфокусировать не в точке, а лишь в объеме с размерами порядка длины волны λ . В этом объеме плотность энергии волны станет во много раз больше, чем у поверхности сопла. Таким образом, луч лазера (плотность потока энергии которого подобрана так, чтобы ее было недостаточно для испарения стенок сопла) в этом фокальном объемчике должен привести к электрическому разряду в газе, заполняющем сопло. (Это похоже, например, на пробой воздушного конденсатора или искрового промежутка в школьной электрофорной машине.) В результате такого искрового взрыва вокруг фокальной области образуется ударная волна (или распространяющийся скачок уплотнения, см. раздел 9), которая, дойдя до стенок сопла, передаст ему импульс (как в проекте «Орион», см. раздел 15). Теперь нужно немного подождать, пока нагретый искрой газ будет выброшен из сопла, создав импульс тяги, и пока сопло-отражатель не наполнится вновь атмосферным газом. Этот процесс повторяется многократно. Таким образом, получился импульсный лазерный воздушно-реактивный двигатель. Конечно, он может работать только при взлете аппарата с планет, обладающих атмосферой. Но при этом, как видим, не нужно брать ни топлива, не окислителя. Это уже не просто хорошая идея, а отличная идея!

А теперь давайте делать физические оцeпки. Прежде всего оценим, на какое расстояние можно послать энергию луча лазера? Пусть длина волны его излучения равна λ , а диаметр выходного отверстия $D_{\text{л}}$. Не может быть, чтобы отношение $\lambda/D_{\text{л}}$ не имело какого-то физического смысла. Действительно, оно равно по порядку величины так называемому дифракционному углу $\theta \sim \lambda/D_{\text{л}}$. Как бы мы ни хотели сделать луч цилиндром радиуса $D_{\text{л}}$, он все равно будет постепенно становиться все шире и на расстоянии L от выходного отверстия основная часть энергии лазера пройдет через круг диаметром $D_L \approx D_{\text{л}} + 2\theta L \approx D_{\text{л}} + 2 \frac{\lambda}{D_{\text{л}}} L$. Узнаем, на каком расстоянии пло-

щадь сечения луча увеличится, например, на порядок, т. е. диаметр станет приблизительно втрое больше. Полагая $D_L = 3D_{\text{л}}$, из последнего соотношения получим $L \sim D_{\text{л}}/\lambda$. Для случая $D_{\text{л}} \sim 1$ м и $\lambda = 10,6$ мкм (инфракрасное излучение так называемого CO_2 -лазера) получим $L \sim 100$ км. Если диаметр сопла (цилиндра из испаряемого углерода) порядка одного метра, то при расстояниях ракеты от наземного лазера больших, чем полученное, использовать лазерный луч уже неэкономично: львиная доля излучения не будет попадать в сопло ракеты (даже если пренебречь потерями энергии на поглощение в воздухе).

Итак, при использовании наземного лазера разгон ракеты до космической скорости надо осуществить на расстоянии порядка 100 км. Если приближенно считать движение равноускоренным, то время разгона составит $\tau \sim 2L/v_1 \sim 10$ с, следовательно, ускорение должно быть порядка $w \sim v_1/\tau \approx 8 \text{ км/с}/10 \text{ с} \approx 80 \text{ g}$! Значит, сила тяги должна существенно (на один-два порядка) превышать вес ракеты, так что последний в дальнейшем можно не учитывать.

Наконец, оценим мощность лазера, необходимую для вывода на орбиту единицы массы. Полную мощность легко пайти, по крайней мере, в начальный момент времени (индекс «0»). Тогда сила тяги должна быть равной $w_0 m_0$, а мощность струи испаряющегося вещества $P_0 = w_0 m_0 u$. Согласно формуле Циолковского (13) конечная масса m_1 , достигшая скорости v_1 , равна $m_1 = m_0 \times X e^{-v_1/u}$. Значит, искомая удельная мощность лазерной установки должна быть не меньше, чем

$$P_0/m_1 = w_0 u e^{v_1/u}$$

Интересно, что один из сомножителей растет пропорционально скорости истечения, другой (экспонента) убывает с ее увеличением. Значит, может существовать такое значение этой скорости, при котором потребная удельная мощность достигает минимального значения, что практически очень важно. Действительно, как можно показать, это значение в точности равно v_1 . Тогда $P_0^{min}/m_1 = w_0 u_1 e \sim 80g \cdot 8 \cdot 10^3 \text{ м/с} \cdot e \sim 10^7 \text{ Вт/кг}$. Значит, для вывода на орбиту массы $m_1 = 100 \text{ кг}$ пужвы мощность не менее $10^9 \text{ Вт} = 1 \text{ ГВт}$ (гигаватт), сравнимая с мощностью Братской ГЭС, но довольно скромный запас испаряемого вещества: $m_0 - m_1 = m_1(e - 1) \approx 200 \text{ кг}$.

Таким образом, по потребной мощности этот проект можно назвать дерзким, — хотя почему бы гидроэлектростанции не поработать десять секунд для вывода массы на орбиту?

Но все ли возможности, которые предоставляет физика, мы использовали при оценке перспективных источников энергии космического летательного аппарата? Что, если... «А между тем нашего героя оцепила вдохновеннейшая мысль, которая когда-либо приходила в человеческую голову» (И. В. Гоголь). Как известно, массе покоя m_0 соответствует энергия $E = m_0 c^2$. Из этого соотношения видно, что самая большая удельная энергия, которую можно получить, равна $E/m_0 = c^2 = 9 \cdot 10^{16} \text{ Дж/кг}$. Если ухитриться ее «выкачать из вещества», то, например, для доставки на Марс полезной массы m потребовалось бы всего лишь $P_{\Sigma}/c^2 = \frac{4 \cdot 10^8 \text{ Дж/кг} \cdot m}{9 \cdot 10^{16} \text{ Дж/кг}} \approx 5 \cdot 10^{-9} \cdot m$ такого

«топлива» (величину P_{Σ} мы взяли из предыдущих оценок, см. выше). Например, для доставки солидного груза в тысячу тонн ($m = 10^6 \text{ кг}$) нужно было бы всего 5 миллиграммов! Это настолько заманчиво, что стоит подумать серьезно. И физики начали думать.

Прежде всего, такие реакции, в которых происходит полное превращение вещества в энергию, существуют: это, например, взаимодействие электрона с позитроном (антиэлектроном), протона с антипротоном. Последняя реакция наиболее предпочтительна для создания тяги, поскольку в результате аннигиляции (уничтожения протона и антипротона) образуются не гамма-кванты, которые трудно повернуть в одну сторону, а частицы, обладающие массой покоя, а именно от трех до семи нейтральных и заряженных пионов. Нейтральные пионы существуют всего лишь $9 \cdot 10^{-15} \text{ с}$, поэтому они почти

мгновенно распадаются на два высокоэнергичных гамма-кванта (с энергией $h\nu = 200$ МэВ), а заряженные пионы «живут» $2,6 \cdot 10^{-8}$ с в своей системе координат.

Но поскольку они разлетаются (равновероятно во все стороны) со скоростью $v = \beta c = 0,94 c$, то время их жизни в «лабораторной» системе увеличивается и равно

$$\tau'_\pi = \frac{\tau_\pi}{\sqrt{1 - \beta^2}} \approx 7 \cdot 10^{-8} \text{ с} \quad (\text{вспомним известный «парадокс близнецов»):}$$

один брат с субсветовой скоростью летит в космосе и остается молодым, другой — житель Земли — за это время превращается в старика. Об этом мы еще раз поговорим в разделе 25). При этом длина пробега пиона до распада составит $\tau'_\pi \cdot \beta c = 21$ м. Таких времени жизни и длины пробега пионов вполне достаточно для того, чтобы успеть собрать их в «камере сгорания» с помощью магнитного поля (за счет уже известной нам силы Лоренца, см. раздел 9) и преобразовать описанный микровзрыв протона и антипротона в направленный поток импульса. А при распаде заряженных пионов образуются заряженные мюоны высоких энергий, обладающие еще большими временами жизни и длинами пробега, что облегчает процесс получения тяги.

Итак, имеет смысл подумать, как можно получить антипротоны и хранить их до того момента, когда они понадобятся для создания тяги летательного аппарата.

К настоящему времени уже получено и сохраняется некоторое количество антиматерии. Например, в Европейском центре ядерных исследований с помощью пучка протонов, ускоренных до энергии 26 ГэВ, получают антипротоны с энергией 3,5 ГэВ и обеспечивают хранение миллиона миллионов (10^{12}) этих антипротонов в накопительном антипротонном магнитном кольце.

Много это или мало? Масса одного антипротона равна массе протона, т. е. ядра атома водорода. Значит, 10^{12} антипротонов имеют массу $1,7 \cdot 10^{-27} \text{ кг} \cdot 10^{12} = 1,7 \cdot 10^{-15} \text{ кг}$. При их аннигиляции с равным числом протонов высвободится энергия $2 \cdot 1,7 \cdot 10^{-15} \text{ кг} \cdot (3 \cdot 10^8)^2 \text{ м}^2/\text{с}^2 \approx 300 \text{ Дж}$. Это энергия двухпудовой гири, поднятой на высоту в один метр. Если ее уронить на ногу (лучше не надо), можно убедиться, что это уже вполне ощутимая, макроскопическая энергия. Конечно, для полетов этого маловато (а стоит это много миллионов долларов), но важно, что первая задача получения антивещества принципиально уже решена.

Далее, чтобы хранить полученные антипротоны на борту летательного аппарата, надо придумать что-то более компактное и легкое, чем наземное оборудование ядерной физики. Прежде всего, нужно из антипротонов получить нейтральные атомы. Поскольку заряд антипротона отрицателен, для построения атома привычный электрон не годится: нужна положительно заряженная частица — позитрон. Если заставить пучок позитронов двигаться параллельно пучку антипротонов с одинаковой скоростью, то их взаимное притяжение приведет к образованию атома (только уже не водорода, а антиводорода). Эти атомы можно затормозить при помощи встречного лазерного излучения, захватить в ловушку, охладить, дать превратиться в молекулы антиводорода, а образовавшийся молекулярный газ сконденсировать в антиводородный лед.

А этот лед, так же как и твердый водород, как обычный графит, является диамагнетиком; следовательно, в отличие от ферромагнетика (например, железного стержня), он будет не втягиваться в электромагнитную катушку, а выталкиваться из нее. Значит, шарики антиводородного льда можно подвесить в неоднородном магнитном поле у края катушки, чтобы они (побави и сохрани!) не коснулись как-нибудь стенок из обычного вещества.

Иначе произойдет то, что произошло с инженером Арбеном в фантастической повести В. Михановского «Двойники» *): заботливый приятель-физик Ньюмор по доброте душевной создал из небольшого количества антиматерии двойника Арбена — Альву, чтобы сделать последнего и носителем всех пороков (антикачеств) инженера. Но Альва бродил по миру, конечно, жаждая воссоединиться со своим слишком положительным двойником. И вот однажды на городской площади «...когда Арбен понял, в чем дело, было поздно. Навстречу инженеру двигался его двойник, его вторая половина — Альва... Взрыв прозвучал приглушенно. На месте вспышки поднялся вверх бурый гриб средних размеров... Облако странной формы, собравшее большую толпу, постепенно рассеивалось, вытягиваясь в высокий столб, расширявшийся кверху... Только теперь люди подумали об опасности радиации... — Тех, кому жизнь дорога, прошу очистить площадь, — резко сказал Ньюмор.»

*) *Михановский В.* — Искатель: Приложение к журналу «Вокруг света», 1968, № 2, с. 136, 137.

Итак, пусть создано магнитное поле такой конфигурации, что наши очень дорогие и очень опасные крупинки антиводородного льда устроились в потенциальной ямке так же уютно, как шарик в чашке (рис. 16, б). Но как ими можно воспользоваться, как их по нашему желанию доставать из этой ямки? Можно, например, сообщить крупинке электрический заряд, освещая ее каким-нибудь излучением, — так еще на заре новой физики поступил Милликен, когда ему понадобилось уравновесить капельку масла в конденсаторе при измерении заряда электрона. Теперь заряженную крупинку антиводорода уже легко извлечь из потенциальной ямки при помощи электрического поля и направить ее в «камеру сгорания», где она встретится со своим «двойником» — обычным водородом и в результате аннигиляции выделит колоссальное количество энергии в расчете на единицу массы, равное c^2 .

Как видим, непросто, недешево и небезопасно получать и хранить антивещество. Зато вместо тысяч тонн керосина, жидкого кислорода, жидкого водорода или других компонентов современного химического топлива можно было бы иметь всего лишь несколько граммов антиводорода, чтобы перемещаться в пределах всей Солнечной системы. Игра стоит свеч.

Как сказал не без зависти один историк, «...если бы физики не были так дерзки в своей профессии, многого ли достигла бы физика?» *).

22. ЭТОТ УЖАСНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ ХОЛОД

- Нет уж. Была ночь и похолоднее!
- Откуда ты знаешь?! — удивился Орел.
- А вот и знаю, — упрямо сказал Ворон. — Была ночь и похолоднее.

«Поющий трилистник» **)

В фантастике можно встретить почти все. Например, в «Маракотовой бездне» Конан Дойля используется премилая гипотеза о том, что вода на любой глубине не оказывает никакого давления, и ничего — получился отличный роман с Атлантидой, древними греками,

*) Блок М. Апология истории. — М.: Наука, 1986. — С. 13.

***) Сборник прибалтийского фольклора. — М.: Детская литература, 1984. — С. 183.

любовью и приключениями. Но мы-то уж знаем: будь прав Конан Дойль, не плавали бы корабли и не летали бы дирижабли, ибо не был бы верен закон Архимеда.

О космическом холоде много сказано и инженерами, и фантастами.

«Холод мирового пространства оказывается скорее полезным, так как отпадает необходимость взятия с собой охлаждающих веществ и устройств»

(Валье М. Полет в мировое пространство.— М.; Л.: ОНТИ, 1936).

«Стиснув зубы, закрыв глаза, Светлана с остервенением рванула рукоятку (люка космического корабля)... ни вскрикнуть, ни пошевелить рукой она не успела. Смерть от космического холода была быстрее мысли. И вместе с нею мгновенно превратились в перемороженный лед пезацищенные тела луиан» (Фрадкин Б. Тайна астероида 117-03.— Молотов, 1956).

«Соколовский, как человек опытный, прежде всего осмотрел его одежду — нет ли разрывов. Малейшая дыра могла быть смертельна: мировой холод моментально превратил бы тело профессора в кусок льда» (Беляев А. Звезда КЭЦ.— М.: Молодая гвардия, 1957.— С. 255).

Итак, холодно ли в космосе? А что значит «холодно»? Давайте уточним это понятие. Будем считать, что при «холоде» от нас уходит много тепла в единицу времени, например, Q джоулей в секунду. А так как одни из нас могут быть маленького роста, другие великаны, то лучше смотреть, много ли тепла уходит в единицу времени с единицы площади. В качестве меры «холода» примем отток тепла в одну секунду с одного квадратного метра поверхности нашего тела:

$$Q/S = q \text{ (Дж/(с} \cdot \text{м}^2\text{))}. \quad (25)$$

На Земле мы научились почти не думать о том, почему нам, собственно, не очень жарко: скорее, живя в умеренном климате, мы думаем о том, чтобы не мерзнуть (заботимся о шубах, шапках и т. д.). А станет жарко — к нашим услугам мороженое, морские пучины, ветер в лицо. Движение воды, воздуха, лед — все это немедленно



и привычно обеспечивает достаточную величину q . Окружающая среда омывает поверхность любого нагретого тела и уносит тепло. (При некоторой изобретательности вы можете даже сфотографировать над собой столб дрожащего воздуха, похожий на марево над горизонтом в жаркий день.)

А что делать, если жарко станет в космосе? В вакууме — ни воздуха, ни воды, и жалко что-либо выбросить за борт корабля. Остается одно: излучать тепло. Этот процесс наблюдается и на Земле: излучают электропечь, костер (в этом легко убедиться, заслонив лицо рукой). Но на Земле с этим процессом успешно конкурируют теплопроводность (передача тепла при наличии разности температур у соприкасающихся неподвижных тел) и конвекция (унос тепла с движущейся массой). В космосе излучение — единственный способ охлаждения. Ясно, чтобы больше излучить, надо сильнее накалиться. Этот парадокс — чтобы быстро охладиться, надо перегреться — связан с известным законом Стефана — Больцмана:

$$q = \sigma T^4. \quad (26)$$

Здесь σ — физическая постоянная, значение которой можно посмотреть в Приложении 1: $\sigma = 5,7 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м² · К⁴). Знак равенства в формуле (26) имеет место только для так называемого абсолютно черного тела, а реально всегда

$$q < \sigma T^4. \quad (27)$$

Из закона (27) видно, насколько быстро растет теплоотвод с увеличением температуры T излучающего тела: T увеличится в 3 раза — q возрастет в $3^4 = 81$ раз (почти в сто раз!). Надо помнить только, что температура T измеряется в кельвинах.

А дальше, чтобы в чем-то убедиться, нужно считать.

Необходимо отметить, что охлаждение может вызываться и испарением воды, содержащейся в организме, с открытой поверхности тела. Мы не будем здесь учитывать этот эффект, считая, например, что рассматриваемое нами тело помещено в плотно прилегающий идеально прозрачный полиэтиленовый мешок.

В живом организме происходят процессы, приводящие к выделению тепла (Q^+ кал/с). Установлено, что вместе с пищей человеку умственного труда пужно потреблять в сутки 3000 ккал, а человеку физического труда — 5000 ккал. Так как в космосе, по-видимому, придется

быть и тем и другим, примем в качестве рациональной диеты 4000 ккал/сутки, из которых пусть $1/4$ превращается в мышечную энергию, а $3/4$, т. е. 3000 ккал/сутки, остаются в виде тепла Q' , подлежащего излучению. Выразим Q' в единицах СИ:

$$Q' = \frac{3 \cdot 10^3 \text{ ккал/сутки} \cdot 10^3 \text{ кал/ккал} \cdot 4,2 \text{ Дж/кал}}{24 \text{ ч/сутки} \cdot 3600 \text{ с/ч}} \approx 150 \text{ Вт.}$$

Далее оценим поверхность нашего тела S . Как это сделать? Можно представить себя цилиндром с высотой h , равной росту (пусть для школьника $h = 1,5$ м), а радиус цилиндра r подобрать так, чтобы получился объем тела (рис. 42). Этот объем, если его выражать в литрах, численно равен массе тела m в килограммах (вспомним, что при вдохе мы плаваем, при выдохе тонем, значит плотность тела близка к плотности воды). Тогда для $m = 50$ кг получим $r = 0,1$ м, $S = 2\pi rh + 2\pi r^2 = 1$ м². (Конечно, человек гораздо сложнее, но для физических оценок это годится.)

Пусть теперь модель человека — водяной цилиндр, обладающий нормальной температурой $T = 37^\circ\text{C} = (273 + 37) \text{ K} = 310 \text{ K}$ с постоянным тепловыделением $Q' = 150$ Вт — неожиданно оказывается в совершенно открытом космосе. Причем на нее не падает излучение звезд, планет или других тел (очевидно, это «самый холодный» случай). Как она тогда будет охлаждаться? В одну секунду с ее поверхности будет излучаться энергия $Q = \sigma T^4 S = 525$ Вт. Эта потеря частично восполняется внутренним тепловыделением Q' , так что суммарная потеря тепла равна $Q - Q' = 525 - 150 = 375$ Вт. Интересно, за какое время τ ее средняя температура может упасть, например, на $\Delta T = 2$ К? Теплоемкость водяного цилиндра равна $mc = 50 \text{ кг} \cdot 1 \text{ ккал/(кг} \cdot \text{K)} \approx 200 \text{ кДж/К}$. Предполагая потерю тепла излучением постоянной, получим

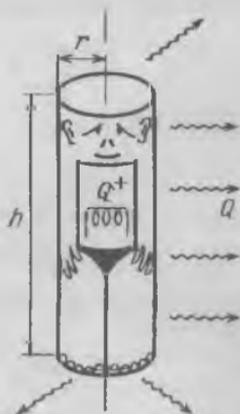


Рис. 42. Модель человека в виде цилиндра. Внутреннее тепловыделение «сбрасывается» в вакуум только излучением со всей боковой поверхности

$$\tau = \frac{mc\Delta T}{Q - Q'} = \frac{200 \cdot 10^3 \text{ Дж/К} \cdot 2 \text{ К}}{375 \text{ Дж/с}} > 15 \text{ мин.}$$

И это только при охлаждении с 37 до 35 °С! Таким образом, до мгновенного («быстрее мысли») превращения в «перемороженный лед» еще очень далеко даже в этом «самом холодном» случае (попробуйте рассчитать установившуюся температуру при $\tau \rightarrow \infty$).

А теперь будем считать, что мы находимся на орбите Земли. Найдем равновесную температуру T_p нашего тела, если оно излучает не только выделяемое изнутри тепло, но и то тепло $q_{\odot} \cdot \frac{S}{2}$, которое поглощается в одну секунду половиной нашего тела, обращенной к Солнцу. Известно, что поток солнечного излучения на орбите Земли, так называемая солнечная постоянная, равен приблизительно 1400 Вт/м². Имеем уравнение

$$q_{\odot} S_{\perp} + Q' = \sigma T_p^4 S \quad (S_{\perp} = 2rh \approx S/2),$$

из которого

$$T_p = \left(\frac{1400 \cdot 0,3 + 150}{5,7 \cdot 10^{-8}} \right)^{1/4} = 317 \text{ K} = 44 \text{ }^{\circ}\text{C}.$$

При $S_{\perp} = 0,5 \text{ m}^2$ температура $T_p = 350 \text{ K} = 77 \text{ }^{\circ}\text{C}$.

Эта температура гораздо выше той, которую могут позволить нам врачи. Конечно, можно ту половину тела, которая облучается Солнцем, сделать зеркальной (но тогда она и не будет ничего излучать), а другую, с которой должно отводиться внутреннее тепло организма Q' , — абсолютно черной (рис. 43). Но этот пестрый костюм арлекина будет свидетельствовать скорее о боязни изжариться, чем замерзнуть в призрачном царстве ужасного вечно-холода.

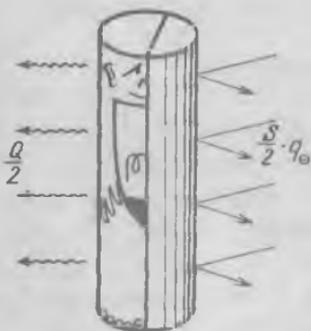


Рис. 43. Одна половина человека-цилиндра излучает, другая сделана зеркальной, чтобы отражать солнечные лучи

Здесь уместно вспомнить, что «кусочек космоса» (впрочем, довольно неглубокий вакуум) используется в сосуде обычного термоса в качестве лучшей теплоизоляции; его стенки сделаны блестящими, отражающими, чтобы ничего не поглощать и не излучать. Таким образом, почти полное отсутствие вещества в вакууме само по себе является лучшей шубой.

Ну, а если нам нужно охладить не собственное тело с жалкой печкой ($Q' \sim 150$ Вт) внутри, а громадный космический корабль с мощным ядерным реактором для полетов в Солнечной системе? Допустим, у вас есть реактор, который выделяет в секунду тепловую энергию порядка десяти миллионов киловатт ($W = 10^{10}$ Вт). Часть ее ($\sim 10\%$) превращается в энергию реактивной струи, осветительных лампочек, радиоволн и других полезных вещей. А почему не вся? Это запрещает сделать важный закон, именуемый теоремой Карно: если вы хотите получить полезную работу за счет беспорядочной тепловой энергии, нужно обеспечить не только «горячий конец» T_1 тепловой машины (температура источника мощности, например ядерного реактора), но и «холодный» $T_2 < T_1$. И тогда в лучшем случае коэффициент полезного действия этой машины будет равен

$$\eta = \frac{T_1 - T_2}{T_1} < 1. \quad (28)$$

(Это выражение похоже, например, на относительное изменение энергии при падении воды с высоты h_1 до высоты h_2 : $\frac{mgh_1 - mgh_2}{mgh_1} = \frac{h_1 - h_2}{h_1}$. Сам Карно использовал эту аналогию, по надо помнить, что это только аналогия.)

Чтобы тепловая машина работала (т. е. выполнялось условие $\eta > 0$), нужен перепад температур между нагревателем и холодильником. Хорошо бы приблизить T_2 к нулю или T_1 к бесконечности; тогда к. п. д. был бы близок к единице, а это древняя мечта техники. Но температура реактора T_1 не может быть слишком высокой, она ограничена хотя бы плавлением материалов. А уменьшать T_2 особенно тоже нельзя, ведь для интенсивного охлаждения нужно, наоборот, увеличивать T_2 . Компромиссное решение даст $\eta \sim 10\%$.

Пусть, например, $T_1 = 2000$ К. (Такие металлы, как вольфрам, при этом не плавятся.) Тогда при $\eta = 10\%$ из формулы (28) получим $T_2 = 1800$ К. Далее, из (26) найдем максимальную плотность потока излучения $q = \sigma T_2^4 = 6 \cdot 10^5$ Вт/м².

Таким образом, для излучения бесполезной энергии реактора $(1 - \eta)W$ потребуется площадь не меньше, чем

$$S = \frac{(1 - \eta)W}{q} = \frac{0.9 \cdot 10^{10}}{6 \cdot 10^5} = 1,5 \cdot 10^4 \text{ м}^2.$$

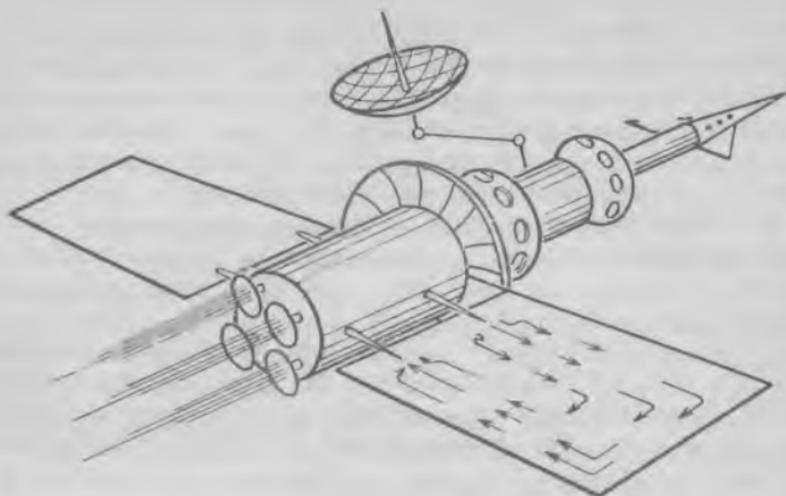


Рис. 44. Гипотетический межпланетный корабль с теплоизлучающими панелями, в которых течет жидкий теплоноситель. Пробой панели метеоритом может вывести ее из строя

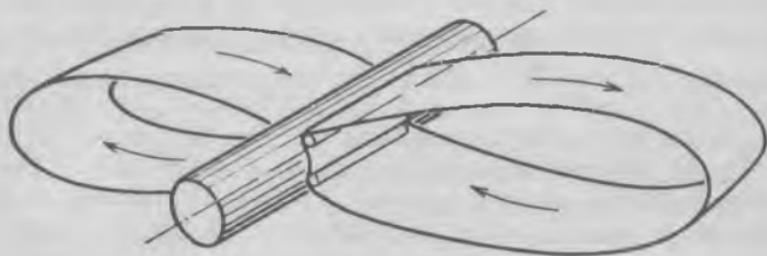


Рис. 45. Гипотетический способ охлаждения корпуса аппарата при помощи гибких движущихся теплоизлучающих лент. Пробой ленты метеоритом не опасен

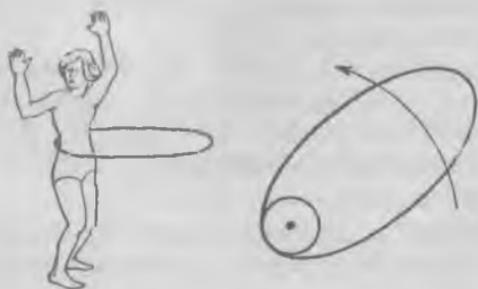


Рис. 46. Хулахуп — способ прижимать ленту к охлаждаемому цилиндру

Полтора гектара площади, нагретой до 1800 К и выставленной для ударов метеоритов, потоков молекул и частиц (рис. 44)! И все эти гектары (вся эта масса трубок, текущего в них расплавленного металла или расплавленного газа — теплоносителя, омывающих реактор) нужны только для того, чтобы не перегреться. И только потому, что не существует никакого космического холода.

А как же кораблю избавиться от метеоритной опасности — ведь к другим планетам Солнечной системы он может лететь месяцы и годы?

Одно из любопытных решений таково: возьмем длинную тонкую замкнутую ленту и будем ее обкатывать вокруг охлаждаемого цилиндра (которому мы собираемся обеспечить «низкую» температуру T_2). При соприкосновении с цилиндром элементы ленты будут нагреваться, затем, сходя с него, излучать тепло в космос и возвращаться уже охлажденными, чтобы повторить цикл (рис. 45).

Чем же лента лучше? Прежде всего, ей не страшны пробои метеоритов — дырка в ленте большого зла не принесет, а поверхность цилиндра гораздо меньше, ее можно и защитить небольшими дополнительными экранами.

Но как прижать ленту к охлаждаемому цилиндру? Например, будем ее вращать как целое, так чтобы она вся находилась в поле центробежных сил — подобно кольцу хулахупа (рис. 46). Ведь в космосе эта лента не будет испытывать сопротивления!

Или давайте еще не просто ее склеим в виде цилиндра, а перевернем один из склеиваемых концов. Тогда получится очень интересная поверхность — лист Мёбиуса,



Рис. 47. Лента Мёбиуса — лучшая форма для излучателя

у которой только одна сторона (рис. 47). (См. также обложки книг серии «Библиотечка «Квант».) А чем это лучше для наших целей? Тем, что элементы этой поверхности «светят» прямо в космос, а не друг на друга, как у цилиндра, значит, и легче отводят тепло излучением.

Конечно, все это нелегко реализовать практически — для полета на Марс эта лента должна быть шириной метров десять, длиной метров сто — целый стадион и тоньше лезвия бритвы; кроме того, она может привариться к раскаленной поверхности охлаждаемого цилиндра. Есть и другие опасения. Но главное — физика дает идеи и перспективы для конструкторов и технологов.

Кстати, теперь можно ответить и на вопрос, который мы задали сами себе в разделе 1: спорит ли резиновый мяч, неподвижно висящий в атмосфере Земли на высоте 150 км, где температура равна приблизительно 1000 К, а плотность $2 \cdot 10^{-9}$ кг/м³ (рис. 1)? В этих условиях длина свободного пробега молекул воздуха $l \sim 100$ м (рис. 2); значит, мяч будет находиться в свободномолекулярной, а не в сплошной среде. Тогда в единицу времени о единицу его поверхности будут ударяться молекулы общей массой $\frac{1}{6} \rho \langle v \rangle$ (кг/(м² · с)), где $\langle v \rangle \approx \sqrt{3RT/\mu_0}$ — средняя тепловая скорость, а множитель $\frac{1}{6}$ отражает ту мысль, что в хаотическом движении молекул направление нормали к рассматриваемой единице поверхности мяча будет «одним из шести возможных» (см. также задачу 12 Приложения). Все эти молекулы, ударившись о поверхность шара и отдав ему свою энергию, улетят назад в атмосферу, но уже с другой тепловой скоростью, соответствующей температуре поверхности шара. Если каждую молекулу атмосферы считать точечной массой, то средняя энергия единицы массы падающих молекул равна $\frac{3}{2} \frac{RT}{\mu_0}$ (Дж/кг), а отскачивших — $\frac{3}{2} \frac{RT_w}{\mu_0}$, так что в единицу времени на единицу поверхности приходит энергия $\frac{1}{6} \rho \langle v \rangle \cdot \frac{3}{2} \cdot (R/\mu_0) (T - T_w)$ (более точные рассуждения дадут $\frac{1}{4}$ вместо $\frac{1}{6}$, $3RT$ вместо $\frac{3}{2} RT$, $\langle v \rangle = \sqrt{\frac{8}{\pi} RT/\mu_0}$, но для оценки это несущественно).

В состоянии теплового равновесия эта энергия, приобретаемая мячом, должна излучаться его поверхностью. Отсюда получим для равновесной температуры T_w

$$\sigma T_w^4 = \frac{1}{4} \rho \langle v \rangle (T - T_w) R / \mu_0.$$

Это уравнение можно решить, например, графически, нарисовав на миллиметровке его левую и правую части в виде двух функций непрерывного аргумента T_w и найдя их точку пересечения. Но попробуем его решить без миллиметровки методом последовательных приближений.

Сначала пренебрежем величиной T_w по сравнению с T в правой части. Тогда в качестве первого приближения получим. $T_w^{(1)} = \sqrt[4]{\frac{\rho}{4} \cdot \frac{\langle v \rangle}{\sigma} \cdot \frac{kT}{\mu_0}} \approx 40 \text{ К}$. Отсюда видно сразу же, что можно и ограничиться этим первым приближением, так как искомая температура гораздо меньше температуры атмосферы. Значит, сгореть мячу в такой «горячей», но разреженной атмосфере действительно не придется. (Читатель может попытаться самостоятельно определить температуру мяча с учетом излучения Солнца и Земли.)

Выше мы упомянули о «жалкой печке» мощностью приблизительно в 150 Вт, работающей на химическом топливе внутри человека. Давайте теперь оценим удельную мощность в расчете на единицу массы человека и сравним ее с аналогичной величиной для ... Солнца. Для человека получим $150 \text{ Вт}/70 \text{ кг} \approx 2 \text{ Вт/кг}$. (Собственно говоря, эту величину мы могли бы узнать и из рис. 11. а — там ведь дана нагрузка на мощность (обратная величина) для мускулолета, приводимого в движение человеком.) Для Солнца полную излучаемую им энергию найдем, умножив плотность потока этой энергии на орбите Земли (солнечную постоянную q_{\odot}) на площадь сферы (радиусом, равным расстоянию Солнце — Земля); массу Солнца можно взять из Приложения 1:

$$q_{\odot} 4\pi r_{\oplus}^2 / M_{\odot} \approx 2 \cdot 10^{-4} \text{ Вт/кг}.$$

Получилось, что удельная мощность человека в десять тысяч раз больше, чем Солнца, дающего жизнь всему живому!

23. КОРИДОР ВХОДА, ИЛИ КАК ВЕРНУТЬСЯ НА ЗЕМЛЮ

— Урааа! — кричали жители Гавра, наполняя собою все гаврские набережные... Черная масса... шлепнулась в залив ... На середине залива барахтались три человека... — Мы пятьдесят семь дней не ели! — пробормотал худой, как голодный художник, мистер Лунд и рассказав, в чем дело.

А. П. Чехов

А дело вот в чем.

В разделе 21 мы рассуждали о том, что если у планеты нет атмосферы или она есть, но очень разреженная, то для мягкой посадки на эту планету придется



затратить почти столько же энергии, сколько для выхода из поля тяготения этой планеты. Но если у планеты есть достаточно плотная атмосфера, то можно сэкономить эту энергию (а значит, и связанную с ней массу первоначально запасенного топлива), используя силу сопротивления X , о которой

тоже говорилось в разделах 3, 13. А что значит «достаточно плотная»? И только ли плотность атмосферы должна войти в наши рассуждения? А размер планеты, ее масса (от которых зависит ускорение силы тяжести на поверхности), толщина атмосферного слоя, состав, наконец, характеристики самого аппарата?

Вот об этом мы сейчас и собираемся поговорить.

Итак, пусть аппарат массы m , имеющий площадь крыла S , движется со скоростью v в атмосфере планеты с радиусом R «почти параллельно» ее поверхности на высоте h , где плотность атмосферы равна ρ . Тогда подъемная сила $Y = c_v \rho v^2 S$ (коэффициент c_v зависит, как мы знаем, от многих факторов: угла атаки, характера обтекания — сплошное, свободномолекулярное и др.) должна уравновешивать вес аппарата, падающего на планету с центростремительным ускорением v^2/R :

$$c_v \rho v^2 S = m(g - v^2/R). \quad (29)$$

Вспомним, что в лифте, движущемся вниз с ускорением w , вес тела равен $m(g - w)$; в частности, в случае $w = g$ (свободное падение) наступает невесомость.

Из (29) видно, что на большой высоте, где плотность атмосферы мала и поэтому стремится к нулю и подъемная сила (левая часть уравнения), аппарат должен двигаться вокруг планеты со скоростью $v_1 = \sqrt{Rg}$ — первой космической скоростью. Наоборот, в нижних слоях атмосферы плотность достаточна для того, чтобы крылатый аппарат мог двигаться со скоростями, много меньшими космической; здесь центростремительное ускорение пренебрежимо мало по сравнению с ускорением тяготения. Тогда из (29) получаем, что нужно лететь на такой высоте, где плотность атмосферы не меньше чем $\rho_{\min} =$

$$= \frac{mg/S}{c_y v^2}$$
 (числитель этой дроби — уже знакомая нам нагрузка на крыло). А при помощи рис. 1 можно определить и ту предельную высоту, не ниже которой можно держаться «на крыле» при данной скорости полета v . На рис. 48, где по оси ординат отложена высота, а по оси абсцисс — скорость, и показаны эти два участка: участок CD для нижних сплошных слоев атмосферы и AB — вне условной «границы» атмосферы (для аппарата, имеющего вторую космическую скорость).

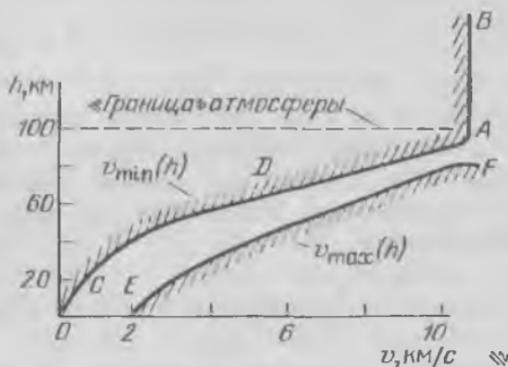


Рис. 48. Коридор входа. Если «траектория» аппарата лежит внутри коридора, можно из космоса приземлиться только при помощи крыльев (не затрачивая массы) и при этом не сгореть

Итак, мы получили кривую $CDAB$, выше которой аппарат не может поддерживаться атмосферой: при любой данной скорости (меньше первой космической) подъемной силы будет не хватать, если мы заберемся на большую высоту, чем указывает эта кривая. Или иначе, на любой заданной высоте скорость аппарата не может быть меньше значения v_{\min} , лежащего на этой кривой, если мы не хотим, чтобы он «проваливался». Поэтому «запрещенная» область значений заштрихована.

Так давайте лететь быстрее? Стоп! Ведь мы знаем, что при больших скоростях на затупленных кромках нашего аппарата «сядет» скачок уплотнения, за которым воздух (и уже не воздух, а смесь осколков его молекул) разогреется так сильно, что аппарат может сгореть. Это сложнейшая проблема входа в атмосферу — тот же тепловой барьер. Как отводить это тепло? Можно использовать все: теплопроводность самого аппарата, которая позволяет теплу стекать «от носа к хвосту», возможность его оплавления (и, значит, измененные формы, что делает

аппарат еще тупее), возможность продавливания через поры жидкости (с большим значением теплоты испарения) и с последующим ее «выпотеванием», тепловое излучение «раскаленных добела» частей аппарата и др.

Обсуждать эту проблему в целом мы здесь не будем, а для оценки допустимой скорости возьмем «самый худший» случай, когда все тепло, приносимое на аппарат воздухом, только излучается с его поверхности.

Мы уже знаем, что каждый килограмм воздуха, движущегося с большой сверхзвуковой скоростью v относительно аппарата, несет энергию, равную $v^2/2$ (раздел 15), а этих килограммов в единицу времени на единицу площади попадает ρv . И все это тепло, по предположению, уходит от аппарата за счет излучения, которое, согласно формуле (26), в единицу времени уносит с единицы площади энергию σT^4 . Потребуем, чтобы температура поверхности не превышала температуру плавления $T_{пл}$.

Итак, будем иметь

$$\frac{v^2}{2} \rho v \leq \sigma T_{пл}^4. \quad (30)$$

Таким образом, скорость аппарата не может быть больше определенного для каждой высоты значения v_{\max} . Эта кривая EF приведена на рис. 48.

Итак, если мы хотим использовать несущие и тормозящие свойства атмосферы, т. е. садиться на планету на крылатом аппарате, то в плоскости координат высота — скорость наша «траектория» не может проходить выше кривой $CDAB$ (крылья не будут держать аппарат) и ниже кривой EF (сгорим!). Обе эти кривые построены для условий посадки на Землю. Видно, что с увеличением скорости расстояние между этими кривыми — ширина «коридора входа» достигает минимального значения (значит, особенно на этой высоте нужно не ошибиться!), но, к счастью, эти кривые нигде не касаются и не пересекаются! Мудрая Природа оставила нам возможность возвращаться на Землю на крылатых аппаратах.

Итак, пусть аппарат собрался вернуться на Землю и уже полого планирует в атмосфере, используя крылья для поддержания в воздухе и весь корпус для торможения — но, конечно, так, чтобы не выйти из рассмотренного «коридора».

Убыль кинетической энергии аппарата из-за торможения связана, разумеется, с ее превращением в тепло. Работа силы сопротивления в единицу времени (мощ-

ность силы сопротивления) равна $Q = Xv = c_x S \rho v^3$. Исследуем, как эти величины зависят от скорости аппарата. Из уравнения (29) равновесия сил в проекции на вертикаль в горизонтальном полете (точнее, почти горизонтальном, так как аппарат все-таки собирается приземлиться) можно выразить плотность на некоторой высоте в функции от скорости на той же высоте:

$$\rho = \frac{v_1^2 - v^2}{v^2} \cdot \frac{m}{c_y S \cdot R}.$$

Подставляя это выражение плотности в формулу для мощности силы сопротивления, получим

$$Q = \frac{c_x m}{c_y R} \cdot v (v_1^2 - v^2).$$

Легко видеть, что при $v = 0$ и $v = v_1$ мощность равна нулю. Значит, она достигает наибольшего значения где-то «по дороге», при торможении спускаемого аппарата от первой космической скорости до посадки. Можно показать (либо построив график зависимости мощности от скорости, либо приравняв нулю ее производную по скорости, как советуют математики), что это наибольшее значение достигается при $v = v_1 / \sqrt{3} = 4,5$ км/с. (Конечно, далеко не вся мощность силы сопротивления передается в виде тепла летательному аппарату, и это очень хорошо. Поэтому максимальная скорость нагревания аппарата достигается не при найденном значении скорости, а при несколько большем.)

Теперь, взглянув на рис. 47, можно указать пределы значений высоты полета, при которой будет происходить наиболее интенсивный разогрев тормозящегося аппарата.

Вот мы и подошли к воздушно-космическому самолету.

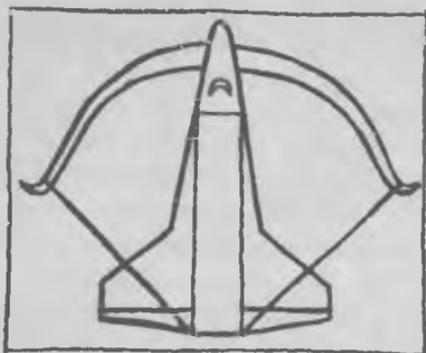
24. ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИЙ САМОЛЕТ

За эрой аэропланов винтовых должна следовать эра аэропланов реактивных или аэропланов стратосферы

К. Э. Циолковский *)

Воздушно-космический самолет (ВКС) — самый тяжелый из когда-либо созданных планирующих аппаратов. Его масса без топлива порядка 70 т, он рассчитан на выведение на орбиту полезных грузов почти в

*) Циолковский К. Э. Реактивный аэроплан.— Издание автора, Калуга, 1930.



30 т, размещаемых в отсеке длиной около 20 м. Будучи сходным по размерам с коммерческим авиалайнером DC-9, космический самолет и стартует необычно для самолета — вертикально при одновременно включенных собственных жидкостных реактивных двигателях и двигателях твердотоплив-

ных ускорителей, и достигает отнюдь не «самолетных» высот — в несколько сотен километров, и управляется, конечно, не аэродинамическими рулями — там, где почти нет воздуха, — а при помощи специальных управляющих двигателей.

Среди бездны проблем, связанных с созданием космического самолета, рассмотрим одну из важнейших — защиту аппарата от нагревания при спуске. Эта защита пока что предполагается пассивной: не хватало еще, чтобы тротилась масса на «выпотевание» — уж лучше тогда тормозиться ретроракетой, захватив добавочное топливо! Итак, обклеим самолет своеобразным одеялом — слоем «кирпичей» — но что за чудо эти кирпичи! Они из пористого материала, образованного переплетением тончайших (порядка микрометра в диаметре) кварцевых нитей, спеченных в местах соприкосновения при высокой температуре. Они очень легкие, они «дышат», наполняясь воздухом или выпуская его в зависимости от высоты (чтобы их не разорвало внутреннее давление). И главное, они очень плохо проводят тепло! Хотя в этом процессе участвуют все виды теплопередачи: и теплопроводность самих кварцевых нитей, и теплопроводность движущегося в порах воздуха, а значит, и конвекция, и излучение, которое существенно, когда наружная поверхность плитки-«кирпича» раскалится при торможении аппарата в атмосфере.

А как оценить теплоизолирующие свойства этих плиток? Для этого есть понятие коэффициента теплопроводности. Он вводится следующим образом. Предположим, значения температуры на поверхностях слоя толщины h равны T_+ и T_- . Тогда плотность потока тепла (мы уже говорили о ней в разделе 22) пропорциональна «наклону» прямой, изображающей распределение температуры в

слое $q_T \sim \frac{T_+ - T_-}{h}$ (рис. 49). А чтобы записать эту пропорциональность в виде равенства, в правой части вводится множитель, называемый коэффициентом теплопроводности λ :

$$q_T = \lambda \frac{T_+ - T_-}{h}, \quad [\lambda] = \text{Вт}/(\text{м} \cdot \text{К}). \quad (31)$$

Из этого определения видна и размерность коэффициента теплопроводности, написанная справа.

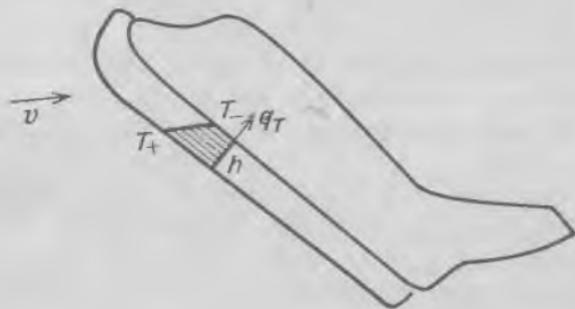


Рис. 49. Нижняя поверхность воздушно-космического самолета оклеена слоем плиток, выдерживающих большой перепад температур

Теперь давайте оценим характерное время, за которое выравнивается температура теплозащитного слоя плиток, наклеенных на воздушно-космический самолет. И сделаем это при помощи уже знакомой нам теории размерностей (см. 1, 3). Пусть даны плотность ρ ($\text{кг}/\text{м}^3$), удельная теплоемкость C ($\text{Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$), коэффициент теплопроводности λ ($\text{Вт}/(\text{м} \cdot \text{К})$) и толщина пластинки h (м). Видно, что размерность времени входит только в коэффициент теплопроводности (в знаменателе). Значит, искомое характерное время обратно пропорционально этому коэффициенту. Легко сообразить, как расставить остальные величины. Получим $\tau \sim \rho C h^2 / \lambda$.

Отсюда и ясно, почему надо уменьшать коэффициент теплопроводности, увеличивать теплоемкость материала и увеличивать его толщину, что особенно сильно влияет на результат — она ведь в квадрате! Ясно также, почему мамы укутывают детей в шубы и одеяла: при размере всего втрое меньшем взрослого человека ребенок может промерзнуть почти на порядок быстрее.

Сделаем численную оценку для характерного времени теплопередачи в плитке воздушно-космического самолета. Принимая $h = 0,1$ м; $\rho = 100$ кг/м³ (на порядок легче воды), $C = 10^3$ Дж/(кг · К), $\lambda = 0,01$ Дж/(с · м · К), получим $\tau \sim 10^5$ с ~ 24 ч.

Таким образом, если торможение аппарата в атмосфере будет длиться порядка часа, он вполне успеет сесть на аэродром раньше, чем тепловая волна с внешней поверхности плитки дойдет до металлической обшивки.

Итак, что же должен уметь делать ВКС? Взлететь вместе с ускоряющей ракетой, помогая ей своими маршевыми двигателями, набрать скорость, пронзая плотные слои атмосферы, отстрелить от себя опустевшие контейнеры (которые приводятся на парашютах в океане и вновь будут использованы), разогнаться до первой космической скорости, выйти на нужную орбиту, оставить на ней свой полезный груз, сменить или спасти экипаж космической станции, нырнуть в атмосферу, затормозиться в ней, используя свою тупую форму и несущий корпус и при этом сильно нагреваясь, проскочить точно в «коридор входа» и сесть на аэродром, как обычный самолет. И сделать это не один раз — на то он и многоразовый. На четвертой странице обложки этой книги перечислены (бытовыми знаками) часть проблем, которые нужно решить для того, чтобы построить высокоскоростной и всевысотный летательный аппарат.

Если хотите — придумайте что-нибудь получше. У вас получится. А нам пора еще выше.

25. БЛИЖАЙШЕЕ ТЫСЯЧЕЛЕНИЕ: ЖИВ ДЕДАЛ!

Человечество не останется вечно на Земле, но в погоню за светом и пространством, сначала робко проникнет за пределы атмосферы, а затем завоюет себе все околосолнечное пространство.

К. Циолковский

(из письма Б. Н. Воробьеву от 12 авг. 1911 г.)

Такая империя будет востину огромной по сравнению с тем, чем когда-либо приходилось владеть человеку, и все же по сравнению с размерами Галактики ... освоенный мир будет лишь незначительной частью мирового пространства, подобной капле в море. Итак, захочет ли человечество, вернее, сможет ли оно распространить свое влияние до отдаленных звезд Галактики?

*К. Гэтланд *)*

Забавно, что (если оставить в стороне общепhilosophические соображения о неумности человеческой мысли) эти экспансионистские надежды получили реаль-

*) *Гэтланд К.* Космическая техника. — М.: Мир, 1986. — С. 258.

ную основу исключительно в связи со скромной на вид формулой (13) Циолковского, впервые обнаружившей принципиальную возможность достичь второй космической скорости («скорости убегания»). И вот после первых чисто эмоциональных прелестей полета на аэростатах и примитивных планерах, после мелких и крупных пакостей, которые самолеты и ракеты доставляли (всегда временному) противнику, Человечество в целом вдруг осознало возможность использования все более совершенных летательных аппаратов для освоения пространств и богатств, по крайней мере, Солнечной системы.



В литературе по космонавтике общепризнанным сроком осуществления экспедиции Земля — Марс — Земля считается 2 года 8 месяцев. Такая продолжительность экспедиции на Марс соответствует минимальному расходу топлива и стартовой скорости с Земли 11,6 км/с.

Основное содержание этапа	Годы
Освещение Земли с помощью орбитальных отражателей	2010
Космические солнечные электростанции для энергоснабжения Земли	2050
Индустриальное освоение Луны	2180
Крупномасштабные искусственные сооружения в космосе	2400
Использование вещества других планет, их транспортировка на удобные орбиты	2500
Освоение Венеры и Марса	2700

Дальше — больше. Поняли, что можно создать термоядерные ракетные двигатели, которые позволят разогнать космические корабли до скоростей порядка 1—10% скорости света. Время полета корабля с таким двигателем к Марсу составляет всего одну неделю.

К настоящему времени ученые парисовали крупными мазками картину освоения Солнечной системы в ближай-

шем тысячелетии. В таблице указаны лишь несколько этапов этой грандиозной деятельности, которые, разумеется, можно осуществить уже не просто при помощи отдельных летательных аппаратов, а мощных летательных систем.

Но зачем нужно так стремиться в космос от зеленых земных лужаек? Неограниченное использование солнечной энергии — вот то огромное преимущество, которое космические предприятия будут иметь перед хозяйством Земли.

Ведь Земля «перехватывает» только очень малую долю энергии излучения Солнца. Эту долю легко рассчитать, разделив площадь большого сечения (большого круга) Земли на площадь сферы радиусом, равным

расстоянию Солнце — Земля. Получим $\frac{\pi R_{\oplus}^2}{4\pi r_{\odot\oplus}^2} =$
 $= \frac{(6400 \text{ км})^2}{4(150\,000\,600 \text{ км})^2} = 4 \cdot 10^{-10}$. Обидно мало. Да и то

часть этой перехваченной энергии отражается в космос блестящей поверхностью океанов и белой поверхностью облаков.

«Почти вся энергия Солнца пропадает в настоящее время бесполезно для человечества... Что странного в идее воспользоваться этой энергией! Что странного в мысли овладеть и окружающим земной шар беспредельным пространством...» *).

Так что, пожалуй, самым скромным из приведенных в таблице этапов является попытка вернуть на Землю часть проходящих мимо нее лучей Солнца хотя бы с помощью отражателей, выпесенных на орбиту.

Предполагается, что космические солнечные электростанции будут размещены в экваториальной плоскости на околоземной круговой орбите, на которой они будут двигаться с той же угловой скоростью, что и Земля, и для наблюдателя с Земли будут казаться неподвижно висящими в небе (геостационарная орбита).

Оценим эту высоту. Поскольку радиус, проведенный в экваториальной плоскости из центра Земли к этой станции, вращается, по предположению, с угловой скоростью Земли Ω_{\oplus} , линейная скорость этой станции равна $v_1 =$

*) Циолковский К. Э. Реактивные летательные аппараты. — М.: Наука, 1964. — С. 190.

$= r_Г \Omega_{\oplus}$ ($r_Г$ — радиус искомой геостационарной орбиты).
 Запишем еще условие равенства центростремительного ускорения и ускорения тяготения в точках этой орбиты:

$$\frac{\gamma M_{\oplus}}{r_Г^2} = \frac{v_Г^2}{r_Г}, \text{ или } \frac{g_{\oplus} R_{\oplus}^2}{r_Г^2} = \frac{(r_Г \Omega_{\oplus})^2}{r_Г}$$

откуда

$$r_Г = \sqrt[3]{\frac{g_{\oplus} R_{\oplus}^2}{\Omega_{\oplus}^2}}$$

Подставляя в выражение для $r_Г$ числа и вычитая радиус Земли, найдем высоту геостационарной орбиты $h_Г = r_Г - R_{\oplus} \approx 36\,000$ км.

По оценкам советского космонавта К. П. Феоктистова, для строительства одной такой станции потребуется вывести на орбиту массу порядка 10^8 кг, например, в виде рулонов металлической ленты, из которой затем в космосе будут собраны панели площадью в несколько квадратных километров. Для этого потребуется около 5000 запусков современных ракет-носителей.

Ученые считают, что лет через сто значительная часть человечества сможет жить в космических поселениях, превратив Землю в освобожденный от промышленного производства всемирный парк, который естественным путем постепенно оправится от почти смертельного удара, нанесенного промышленной революцией.

Одно из типовых поселений — тор (колесо) диаметром около 1,6 км, вращающийся вокруг центральной оси для создания искусственной тяжести. Внутри разместится 10 000 человек со всем необходимым для жизни, включая магазины, школы, легкую промышленность и сельскохозяйственное производство замкнутого цикла. Для обеспечения десяти тысячного населения овощами, зерновыми, домашней птицей и мясомолочными продуктами (по североамериканским продовольственным нормам) понадобятся сельскохозяйственные угодья площадью около $450\,000 \text{ м}^2 = 45$ га. Эти «посевные площади» могут освещаться солнечным светом 24 часа в сутки.

Итак, Солнечная система освоена. А дальше — звезды, и даже до ближайших из них свет идет несколько лет. Но мысль человека — быстрейший летательный аппарат. И вот готов проект «Дедал» — пока что самая скромная беспилотная экспедиция к звезде Барнарда, удаленной от нас на расстояние в 6 световых лет. Скромность цели:

доставить в район звезды груз массой 450 т (возвращение аппарата не предусматривается).

Двигатель — с использованием энергии ядерного синтеза. Сферический объем дейтерия и гелия-3, охлажденных до -270°C , вводится в двигатель специальной пушкой и «обжимается» со всех сторон множеством пучков быстрых электронов, создаваемых специальными генераторами. Топливо сжимается и разогревается до очень высоких температур, при которых начинается ядерный синтез согласно реакции



В результате образуются протон и знакомая нам α -частица.

Для сравнения приведем реакцию горения водорода в кислороде — самую «мощную» из реакций, используемых в обычных химических ракетах:



Обилие нулей после запятой в правой части этой реакции говорит о смехотворной малости энергетического выхода этой мощной химической реакции по сравнению с термоядерной (18,3 МэВ) и объясняет, почему именно последнюю предполагается использовать в звездолетах.

После взрыва ядерного топлива образуется облако ионизированного газа, подобное шаровой молнии, которое выталкивается наружу магнитным полем, ограниченным металлическими стенками «камеры сгорания» двигателя. Частота взрывов достигает 250 Гц, а мощность превышает вырабатываемую сейчас на всем земном шаре.

Для разгона корабля в проекте «Дедал» до скорости в 10% скорости света требуется около 50 000 т ядерного топлива. Дейтерий есть на Земле в достаточном количестве (в океанах), а вот другой компонент топлива — гелий-3 — вообще на Земле не существует, полученный же в ядерных реакторах стоит несколько миллионов долларов за килограмм. А нужно его 30 000 т.

Но и здесь мудрая Природа дала людям шанс. Есть гелий-3 в Солнечной системе! В атмосфере Юпитера его, по оценкам, содержится около 10^{19} кг, и этого вполне достаточно для многих межзвездных экспедиций. Здесь приходит на память изящная гипотеза о возможности посещения Земли инопланетянами еще в эпоху детства чело-

вещества: следы своего посещения они могли оставить по на Земле, а на Луне, причем на ее обратной стороне, невидимой с Земли. Цель: если человек доберется до той стороны Луны — это уже будет экзаменом на зрелость, по крайней мере, технологическую, иначе (если оставить на Земле) все поломают и сожгут, так и не поняв смысла. Не так ли эти мудрые пришельцы в далеком прошлом оставили запасы гелия-3 на Юпитере? Попробуй сначала доберись! Во всяком случае, именно так родители прячут от младенцев часы и острые предметы на высокие шкафы и полки.

Итак, запаслись горючим на Юпитере и летим дальше. Управление полетом осуществляет мощная ЭВМ, принимающая ответственные решения, — ведь до Земли сигнал идет уже несколько лет, а такую связь трудно назвать оперативной, скорее она будет напоминать переписку Ивана Грозного с князем Курбским.

А как за многие годы полета обезопасить корабль от столкновений со случайными телами? Вопрос не праздный. Например, при столкновении с мелким камешком массой 1 г выделится энергия $\frac{m}{2} \left(\frac{c}{10} \right)^2 \sim 5 \cdot 10^{11}$ Дж (здесь мы использовали классическое, а не релятивистское выражение для кинетической энергии, потому что хоть скорость звездолета и велика (0,1 c), но квадрат ее мал по сравнению с квадратом скорости света — всего 1%).

Разделив эту энергию на удельную теплоту сгорания тринитротолуола, получим массу примерно 100 т! Это масса бомб целой эскадрильи времен второй мировой войны; она, пожалуй, не могла бы остаться безвредной для самого большого звездолета.

И вот что придумали: будем «гнать» перед собою тучу пыли, — ее создают и поддерживают специальные небольшие аппараты — «пылевые жуки». Пусть эта туча движется перед основным кораблем на расстоянии 300 км. Тогда любое крупное тело на трассе звездолета сначала столкнется с пылевым облаком и при этом столь интенсивно нагреется, что тело массой до полутонны практически мгновенно испарится. Что значит «практически мгновенно»? Значит быстрее, чем подойдет к этому месту звездолет, т. е. быстрее, чем на $300 \text{ км} / (300\,000 \text{ км/с}) = 10 \text{ мс}$.

Вся экспедиция — от старта до получения на Земле информации от звезды — займет около 60 лет. Даже если

она начнется завтра, автор этой книги утешится только мыслью, что эту информацию получают (тогда уже молодые) читатели.

Конечно, начальная масса звездолета велика — в истории летательных аппаратов такой еще не было. Поэтому понятно благородное стремление на чем-то сэкономить. Так, ту же идею прямоточного реактивного двигателя (см. раздел 14) предполагается использовать и для межзвездных перелетов. Соответствующий проект так и называется: межзвездный прямоточный реактивный двигатель. Он «загребает» разреженный водород, заполняющий межзвездное пространство, но использует его не только в качестве ускоряемой массы, но и как термоядерное топливо в процессе превращения четырех атомов водорода в атом гелия с выделением большой энергии термоядерного синтеза. Потенциальные возможности такой двигательной установки огромны.

Если такой звездолет будет двигаться с ускорением земного тяготения, то он покроет расстояние в десять световых лет приблизительно за 12 лет по земным часам (для членов экипажа пройдет всего лишь пять лет). Экипаж сможет пересечь Галактику, поперечник которой около 100 000 световых лет, за 31 год. По земным часам на это потребуется 100 000 лет, и мало кто из потомков участников старта вспомнит об этой экспедиции.

Стартовая масса такого корабля будет около 100 000 т. Установленные на нем двигатели (типа тех, что на звездолете «Дедал») разгонят корабль до 2% скорости света. На это потребуется около 45 000 т топлива. При такой скорости уже можно использовать межзвездный прямоточный реактивный двигатель. Диаметр заборника такого звездолета был бы равен половине диаметра Юпитера.

И тут вспомнился М. Е. Салтыков-Щедрин: «...желать следует только того, что к достижению возможно, ежели будешь желать недостижимого, как, например, укрощения стихий, прекращения течения времени и подобного, то сим градоначальническую власть не токмо не возвысишь, а наипаче сконфузишь».

Следовательно, пора приступать к Заключению.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Пожалуй, я должен уже кончать. Может быть, я скажу еще несколько слов. А может быть, я их не скажу.

(Однажды на конференции *)

Книга получилась явно тоньше, чем могла бы быть. И это хорошо: есть надежда, что автору удалось соблюсти «такт и меру» в выборе материала и преодолеть соблазн удариться в изложение исторических драм авиации и космонавтики или бесконечных технических и технологических ухищрений с целью оторваться от поверхности земли и от планеты Земля. В этом ему помогли, в частности, постоянные воспоминания о домашнем попугае Пауля Эренфеста, который (попугай, а не Эренфест) в разгар научных споров восклицал: «Но, господа, ведь это не физика!» (конечно, по-немецки). И еще хорошо, если читатель поймет, что «физика полета» — это вообще вся физика, направленная на достижение извечной цели: добраться туда, куда нельзя пойти «невооруженными ногами». И наконец, будем помнить слова философа: «Ширь Русской земли... наш простор служит переходом к простору небесного пространства, этого нового поприща для великого подвига **»).

*) Из газеты МФТИ «За науку» от 19 декабря 1986 г.

***) Федоров Н. Ф. Сочинения. АН СССР, Институт философии. — М.: Мысль, 1982. — С. 358.

О струе, которая осталась позади

Итак, при помощи сопла мы можем превратить хаотическую тепловую энергию горячего неподвижного газа в кинетическую энергию направленного движения молекул (раздел 16).

Разумеется, любое сопло, создающее строго параллельный поток газа, имеет на выходе отнюдь не бесконечно большую площадь сечения. Пусть площадь выходного сечения (среза осесимметричного сопла) ограничена окружностью радиуса r_a . Поскольку эта площадь $S_a = \pi r_a^2 < \infty$, то параметры газа на срезе сопла тоже примут определенные значения: плотность ρ_a , давление p_a , температура $T_a > 0$, скорость звука a_a , скорость истечения $u_a < u_{\max}$, число Маха $M_a = u_a/a_a < \infty$. Как будет двигаться этот газ дальше?

Но зачем нам нужно это знать? Казалось бы, выбросили газ за срез сопла — и с глаз долой! Какое он имеет после этого отношение к летательному аппарату? Оказывается, имеет. Например, при стартах мощных космических кораблей наблюдаются громадные клубы дыма, порожденные огненными струями, которые ударяются о твердые поверхности стартовой позиции. При вертикальном взлете и посадке современных самолетов их струи (и не одна, а несколько — это нужно для обеспечения устойчивости и управляемости) поднимают вокруг аппарата целые фонтаны пыли, камней, которые несутся вверх, к аппарату и бомбардируют его корпус. То же происходит и обязательно будет происходить при посадке космических кораблей на другие планеты, лишённые атмосферы. Во всех этих случаях выброшенные за срез сопла струи — отнюдь не «чужое» для аппарата тело — это, можно сказать, его собственные ноги, при помощи которых он отталкивается при взлете или пружинит при посадке.

А для космического летательного аппарата, для воздушно-космического самолета, для космонавта за пределами корабля газовые струи являются наиболее эффективными управляющими органами. Действительно, в орбитальном полете аэродинамические рули (например, руль высоты или стабилизатор, рассмотренный

в разделе 8) становится бессильным. Чтобы «задрать нос» воздушно-космического самолета, нужно выбросить массу газа в его носу вниз, а на хвосте — вверх, создав таким образом момент импульса относительно его центра масс. А затем не забыть повторить эти операции наоборот, чтобы по достижении нужного изменения «угла атаки» остановить возникшее вращение. Так же можно создать креп при помощи управляющих двигателей, расположенных на концах крыльев. В результате на одном летательном аппарате приходится располагать десятки управляющих двигателей, и десятки их струй взаимодействуют друг с другом, «сликут» поверхности собственного аппарата или другого при стыковке или расценке. Вот почему интересно знать, что же происходит с газом дальше, после его выброса из сопла.

Пусть давление газа на срезе сопла больше, чем давление p_{∞} в окружающем пространстве. Отношение этих давлений, называемое *степенью нерасчетности*, обозначим так: $n_a = p_a/p_{\infty}$. (Сам термин предполагает, что в расчетном случае оба давления одинаковы, а степень нерасчетности равна единице.) В рассматриваемом случае ($n_a > 1$) дальнейшее поведение газа можно качественно описать так: попав в среду с меньшим давлением, порция газа, выброшенная из сопла, начнет расширяться, набирая скорость в радиальном движении. Обладая массой (значит, инертностью), она проскочит состояние равновесия, при котором сравнялись бы давления внутри этой массы и снаружи. Следовательно, давление внутри расширяющегося газа упадет ниже давления окружающей среды, и ее расширение прекратится. Теперь паружное давление начнет сжимать эту массу, загоняя ее обратно к оси. И вновь, набрав скорость в радиальном сжатии по направлению к оси, газ проскочит состояние равенства давлений; теперь сжатие остановится, когда давление внутри массы газа станет снова больше паружного, и газ снова начнет расширяться, и ... Но поскольку при этом он обладает осевой скоростью (ради чего и сделано сопло), то граница рассматриваемой порции газа прочертит в окружающей среде волнистую поверхность (что-то вроде колбасы с перетяжками), состоящую из последовательности так называемых *бочек*.

Сообщение об экспериментальном наблюдении такой периодической структуры сверхзвуковой струи в неподвижном воздухе впервые было сделано почти сто лет назад на заседании Академии наук в Вене тем самым Эрнстом Махом, которого мы уже неоднократно упоминали в связи со знаменитым числом Маха. Тогда еще и не думали о сверхзвуковых летательных аппаратах — тут физика тамного опередила практику.

Попробуем на основании описанной качественной картины оценить длину этих бочек. Для этого прежде всего оценим приблизительно период радиальных колебаний газа. Физик, наверное, бу-

дет рассуждать так. В задаче есть характерный масштаб расстояния — радиус сопла r_a и характерный масштаб возвращающей силы — внешнее давление, умноженное на характерную площадь: $p_\infty r_a^2$. (Не будь внешнего давления, газ расширился бы бесконечно в пустоту, о чем пойдет речь ниже.) Кинетическая энергия характерной массы, равной, например, массе газового шара, вырвавшегося из сопла ($m_a = \frac{4}{3}\pi\rho_a r_a^3$), равна $\frac{1}{2}m_a v_r^2 \sim \frac{1}{2}m_a (r_a/\tau)^2$. Здесь мы связали масштаб радиальной скорости с искомым периодом τ : $v_r \sim r_a/\tau$. А потенциальная энергия имеет порядок произведения масштабов силы на расстояние, т. е. $\sim p_\infty r_a^2 \cdot r_a$. Но, как известно, при колебательном движении потенциальная и кинетическая энергии одинаковы, т. е.

$$\frac{1}{2} m_a \frac{r_a^2}{\tau^2} \sim p_\infty r_a^3.$$

Отсюда получим следующую оценку для периода колебаний:

$$\tau \sim \sqrt{m_a / (p_\infty r_a)}.$$

Все эти рассуждения, возможно, показались бы удручающе туманными, если бы не результат. Вспомним шарик массы m на пружинке жесткости $k_{\text{п}}$. Как известно, период его колебаний равен $\tau_{\text{п}} = 2\pi \sqrt{m/k_{\text{п}}}$, т. е. пропорционален корню квадратному из отношения массы к жесткости. Таким образом, мы могли бы прямо использовать эту пропорциональность, если бы сообразили, что «жесткость» в нашем случае газового шара имеет порядок $p_\infty r_a$ (Н/м).

Подставляя в полученную формулу для периода выражение массы, используя определение степени нерасчетности и закон Менделеева — Клапейрона $p_a = \rho_a \frac{R}{\mu_0} T_a$, получим $\tau \sim r_a \sqrt{\frac{n_a}{RT_a/\mu_0}}$

или, вводя скорость звука на срезе сопла $a_a = \sqrt{\kappa RT_a/\mu_0}$ ($\kappa = 5/3$ для одноатомного газа), получим $\tau \sim \frac{r_a}{a_a} \sqrt{\kappa n_a}$. Наконец, уч-

тем, что число Маха на срезе равно $M_a = u_a/a_a$, и, умножив обе части этого приближенного равенства на характерную горизонтальную скорость истечения u_a , получим следующую оценку длины бочки струн: $x_M \sim r_a M_a \sqrt{\kappa n_a}$. Но, конечно, это лишь оценка по порядку величины. Качественно верно описывающая зависимость пространственной периодичности струн от параметров задачи. А чтобы сделать все точно, нужно решить систему уравнений динамики газа, подобную (14) — (17), не только посложнее (для случая осесимметричной струн, в которой газ течет не только в па-

правлении оси, а еще может течь во все стороны). Конечно, решать ту систему придется на электронных калькуляторах, а это уже дело вычислительной математики.

В ясном небе часто можно наблюдать длинные прочерки — следы, то белоснежные, то нежно-розовые в лучах зари. Не будь их, мы бы и не обратили внимания на самолет, летящий высоко и почти беззвучно, — он-то и порождает эти следы. Военные летчики времен Великой Отечественной войны вспоминают, что появление такого следа за самолетом в прифронтовых условиях означало почти верную его гибель: самолет становился видимым с расстояния в десятки километров. А иной раз именно этими следами пользовались для того, чтобы ввести противника в заблуждение: пролетев в некотором направлении на той высоте, где образуется видимый след, летчик затем переходил на другую высоту, где не происходит конденсации влаги на выхлопной струе двигателя, и спокойно летел уже в другом нужном ему направлении (из рассказа воздушного разведчика Я. Н. Орлова).

В мирное время этим явлением можно любоваться без дурных мыслей. Более того, можно это любование сопровождать полезными наблюдениями: как с течением времени след расплывается, его ось перемещается и изламывается в зависимости от направления и скорости ветра и, наконец, он исчезает. Значит, сидя на земле, можно получить информацию о распределении скоростей, температуре, влажности воздуха на расстоянии в десятки километров. А можно попытаться узнать кое-что и о составе струи.

Давайте сделаем некоторые оценки. Прежде всего, почти очевидно, что эти следы состоят из мелких капелек воды (а из чего же еще?), сконденсировавшейся на каких-то частичках, порожденных именно двигателем самолета (ведь без самолета они не образуются). У двухмоторного самолета ясно видны два следа, у четырехмоторного, присмотревшись, их можно увидеть четыре. Будем считать, что эти капельки сконденсировались на частичках углерода (сажи), образовавшихся при неполном сгорании органического топлива. Пусть, далее, мы как-то убедились, что эти следы непрозрачны — например, оказалось, что сквозь них не видны другой самолет или звезда, случайно оказавшиеся за следом.

Из метеорологических таблиц можно узнать, как далеко видно в обычном наземном тумане — например, при среднем диаметре капелек $2r_b = 0,01$ мм и содержании воды $\rho_b = 0,006$ г в кубическом метре воздуха видно на полкилометра (при этом среднее расстояние между каплями порядка 4 мм). Пусть в следе двигателя «туман» стал настолько густым, что сквозь него ничего не видно, скажем, на расстоянии в полметра (которое можно считать характерным радиусом струи), т. е. на расстоянии, в тысячу раз меньшем,

чем в наземном тумане. Значит, таких же капель воды в одном кубическом метре следа должно быть в тысячу раз больше, поскольку длина свободного пробега молекул обратно пропорциональна их числу в единице объема (см. формулу (2) на с. 8). На основании тех же рассуждений, которые привели нас к этой формуле, легко понять, что и длина пробега кванта излучения между его «столкновениями» с частицами-каплями подчиняется тому же закону. Таким образом, содержание воды в следе должно быть порядка $\rho_v \sim 6 \text{ г/м}^3$, а среднее расстояние между каплями порядка 0,4 мм.

Итак, какова же концентрация частиц углерода в следе за двигателем самолета? Будем считать, что каждая капля образовалась на «своей» частице сажи, поэтому внутри нее осталось ядрышко из углерода, окруженное слоем воды. Значит, искомая концентрация частиц углерода равна концентрации капель воды. А каждая капелька содержит воды $m_w = \frac{4}{3}\pi\rho_w^0(r_w^3 - r_c^3)$, где r_c — радиус первоначальной частички углерода, ρ_w^0 — плотность воды. Предполагая, что частички сажи много меньше образовавшихся на них капель, пренебрежем их массой; тогда для массы капельки в следе получим совсем простую формулу: $m_w \approx \frac{4}{3}\pi\rho_w^0 r_w^3$. Значит, концентрация таких капелек $n \sim \rho_w/m_w \sim 10^{10} \text{ м}^{-3}$.

Конечно, это всего лишь оценки, возможно, весьма неточные (например, размер капелек, образовавшихся в следе, не обязательно такой же, как в наземном тумане, и мы, может быть, при оценке их концентрации «промахнулись» на два-три порядка). Но тут важно, что мы, любуясь красивым белым следом за самолетом, не теряли время даром, а упражнялись в физических оценках!

Что будет происходить со струей ракеты, которая поднимается все выше, так что давление окружающей среды становится все меньше, стремясь к нулю? Очевидно, при этом все меньше будет внешняя сила, стремящаяся вернуть газ вновь к эсп. он будет разлетаться все дальше от оси. И когда паружное давление станет равным нулю, т. е. $n_a \rightarrow \infty$, первая же бочка струи станет бесконечно большой: газ будет улетать беспрепятственно в пустое пространство. Будет ли он при этом разгоняться без предела? Конечно, нет — ведь существует наибольшая скорость u_{\max} , которая, как мы уже видели, определяется начальным запасом тепловой энергии. Значит, в конце концов все порции газа будут двигаться почти с одинаковой скоростью, близкой к этой максимальной, а температура газа будет стремиться к нулю, как это следует из (16). Значит, и скорость звука в этом газе будет стремиться к нулю, а число Маха — к бесконечности? Таким образом, экспериментаторы имеют возможность (по крайней мере, принципиальную) создать поток со

сколь угодно большими значениями числа Маха?! Но, как правило, когда открываются неограниченные возможности, тут-то и стоит насторожиться.

В самом деле, а будет ли при этом газ оставаться газом? Как следует из уравнения (14), при возрастании площади сечения струи плотность газа будет уменьшаться (ведь скорость ограничена значением u_{\max}) обратно пропорционально площади. Но, как следует из (2), при этом длина свободного пробега будет расти пропорционально площади. Не прекратятся ли столкновения молекул на конечном расстоянии от сопла?

Рассмотрим это явление на примере сферически-симметричного течения (одноатомного газа), в котором все параметры зависят только от расстояния от фиксированной точки и, следовательно, одинаковы на сфере любого заданного радиуса r . В частности, при некотором радиусе r_* скорость потока равна скорости звука a_* (следовательно, число Маха $M_* = 1$), — это критическое сечение (ср. самое узкое место сопла на рис. 35). А при дальнейшем увеличении радиуса скорость потока будет расти, стремясь к u_{\max} . Площадь сечения такого потока равна площади сферы радиуса r : $S = 4\pi r^2$. Тогда из (14) и (2) следует, что далеко от источника потока плотность потока будет падать обратно пропорционально, а длина пробега расти прямо пропорционально квадрату радиуса. Эти утверждения можно записать так: $\rho/(\rho_*)^{-1} = l/l_* = (r/r_*)^2$, где через l_* и ρ_* обозначены значения на сфере $r = r_*$.

Как известно, уравнение адиабаты для этого газа имеет вид $p/V^{5/3} = \text{const}$. Принимая во внимание уравнение Менделеева — Клапейрова $pV/T = \text{const}$ и учитывая, что объем обратно пропорционален плотности, получим следующую связь температуры с плотностью: $T/T_* = (\rho/\rho_*)^{2/3} = (r/r_*)^{-4/3}$. Значит, средняя тепловая скорость молекул будет изменяться по закону $\langle v \rangle/a_* \sim \sqrt{T/T_*} = (r/r_*)^{-2/3}$. Но это все присказка.

А вот и сказка (если не все знают, что такое адиабата): «Поели братья, спросили: „Есть тут кто? Отзовись.“ Смотрят — из-под печки вылезает не то вектор, не то скаляр, дробной цепью закованный. „Привет вам, благородные векторы! Я добрый волшебник Ади Аба Ата Коши Мак Лоран. Вот уже полжизни сижу я здесь под стражей злой Наблы-Яги за отрицание равнозначности“... Вывел Ади Аба Ата братьев на геодезическую линию, указал дорогу...» *).

И хотя упомянутая нами адиабата (с маленькой буквы) — нечто совсем непохожее на доброго волшебника Ади Аба Ату, можно все-таки сказать, что она тоже «указывает дорогу», по которой газ должен двигаться (например, на плоскости давление — объем)

*) Из газеты МФТИ «За науку», 1961, № 8 и 9.

в том случае, когда к нему энергия ниоткуда не подводится и от него никуда не отводится. Но ведь это как раз и есть рассмотренный нами выше случай течения газа в сопле — вернитесь назад и еще раз убедитесь, что при выписывании закона сохранения потока энергии было учтено, что внешние источники или стоки энергии отсутствуют! Поэтому неудивительно, что адиабата уже содержится в полученных выше уравнениях динамики газа, как Ади Аба Ата под печкой. Действительно, исключив скорость газа из уравнений (16') и (17'), получим $-\Delta p/\rho + \frac{5}{2} R \Delta T/\mu_0 = 0$. Подставим сюда ΔT из уравнения (15') $\Delta T = (\Delta p \mu_0/R - T \Delta \rho)/\rho$ и учтем, что $\rho RT/\mu_0 = p$. Тогда придем к уравнению, содержащему только давление и плотность газа: $\Delta p/p = \frac{5}{3} \Delta \rho/\rho$. Отсюда и видно, что $p \sim \rho^{5/3}$ или, поскольку плотность и объем газа обратно пропорциональны друг другу, то $p \sim V^{-5/3}$.

Итак, как же найти тот радиус r_T , начиная с которого, возможно, прекратятся столкновения молекул газа друг с другом? Представим движение любой молекулы в виде суперпозиции двух движений — движения с макроскопической скоростью газа, почти равной u_{\max} , и хаотического движения со средней тепловой скоростью. Вектор второй скорости может быть направлен в любую сторону из точки «предпоследнего столкновения». Пролетев расстояние l в любую сторону, молекула, по определению длины свободного пробега, вновь столкнется с другими, если газ все еще образует сплошную среду. А в каком случае не столкнется? Очевидно, если те другие молекулы, с которыми собиралась столкнуться наша выделенная молекула, будут убежать от нее быстрее, чем со средней тепловой скоростью; иначе говоря, если разность Δu_i между макроскопическими (или переносными) скоростями газа в точке старта выделенной молекулы и в какой-либо точке на расстоянии l начнет превосходить среднюю тепловую скорость, $\Delta u_i \geq \langle v \rangle$. Ну, а в каком направлении полета выделенной молекулы это происходит прежде всего? Ясно, что если выделенная молекула будет лететь вдоль радиуса вперед или назад, она обязательно столкнется с другими, так как модуль скорости газа почти достиг наибольшего значения. А вот если она вылетит поперек, то в этом направлении на расстоянии l_{\perp} разность макроскопических скоростей конечна из-за радиального разлета. Угол между этими радиусами-векторами будет порядка $\alpha_{\perp} \sim l_{\perp}/r$. Значит, модуль разности скоростей газа в двух точках на расстоянии l_{\perp} будет порядка $\Delta u_i \sim u_{\max} \alpha_{\perp} \sim u_{\max} l_{\perp}/r$. Итак, вот условие, из которого мы найдем то расстояние r_T от центра потока, начиная с которого молекулы перестанут сталкиваться друг с другом: $\langle v \rangle \sim u_{\max} l_{\perp}/r_T$.

Теперь нам пригодятся выписанные выше зависимости длины свободного пробега и средней тепловой скорости от радиуса.

Подставляя их, получим $\frac{r_{\Gamma}}{r_*} \sim \left(\frac{l_*}{r_*} \frac{u_{\max}}{a_*} \right)^{-3/5}$. Тут мы рассуждали, как древние греки, которые очень любили доказательство от противного. Действительно, мы начали с предположения о том, что сплошная газообразная среда существует, и использовали соответствующие этому предположению понятия средней длины пробега, средней тепловой скорости. А затем получили, что, начиная с какого-то места, столкновения молекул могут прекратиться, т. е. поток может приобрести какие-то новые свойства, отрицающие первоначальное предположение.

А теперь сделаем численные оценки.

Наибольшая скорость одноатомного газа превосходит скорость звука a_* (в том месте, где число Маха равно единице) всего лишь в два раза, как легко усмотреть из выражений (16) и (16'). А вот средняя длина пробега на много порядков меньше радиуса источника. Действительно, если взять, скажем, этот радиус равным 1 см (что характерно для управляющих двигателей), а условия в этом месте близки к нормальным, когда, как легко видеть из рис. 2, $l_* \sim 10^{-7}$ м, то отношение $l_*/r_* \sim 10^{-5}$. Тогда сплошное течение начнет превращаться в свободномолекулярное, как следует из последнего соотношения, на расстояниях порядка $r_{\Gamma} \sim \sim r_* (10^{-5})^{-3/5} = 10^3 r_*$, т. е. порядка 10 м. Это в пределах летательного аппарата.

Начиная с этого места из-за прекращения столкновений остаток тепловой энергии газа перестанет превращаться в энергию направленного движения, температура перестанет изменяться (говорят, что ее значение «заморозилось»), значит перестанет падать скорость звука. А поскольку не растет макроскопическая скорость газа, то «заморозится» и значение числа Маха. С последним явлением и столкнулись экспериментаторы, пытавшиеся разогнать газ до возможно больших значений M ; оказалось, что без специальных ухищрений газ удается разогнать до значения M всего лишь порядка нескольких десятков.

Итак, мы знаем теперь не только, как разогнать газ до возможно большей скорости, но и что с ним произойдет в струе, за срезом сопла.

Но сверхзвуковая струя оказалась еще интереснее.

Например, из (16') видно, что для достижения как можно большей скорости нужно повышать температуру в камере сгорания. Было решено добавить в топливо ракет металлический порошок (алюминия, бора, железа, ...) — может быть, вы видели, как при помощи смеси алюминиевого порошка и кристаллов марганцевокислого калия сваривают рельсы — настолько высока температура в зоне горения. И вот в результате в струях вместе с ус-

коренным газом появились частицы сконденсировавшихся окислов металлов, причем поток их массы вполне сравним с потоком массы газа. Так, при окислении алюминия образуются кристаллические модификации, называемые рубинами и сапфирами. Правда, размеры этих драгоценных частиц, образующихся в струях, невелики — порядка микрометров, так что уже хотя бы по этой причине они едва ли интересуют ювелиров и модниц.

А вот физиков твердого тела они заинтересовали. Если расширение продуктов сгорания в сопле сделать очень быстрым, то нужное вещество может не успеть сконденсироваться даже в частицы размером в микрометр и получится очень мелкий (ультратонкий) порошок твердого вещества, которое другими способами и не размельчить до такого состояния.

А биологов заинтересовала возможность очень быстро и до очень низких температур охладить вирусы или микробы, увлекаемые сверхзвуковой струей — ведь при разгоне до максимальной скорости температура струи стремится к абсолютному нулю (см. (16) и (16')).

И для сельского хозяйства струя не бесполезна. Проводились опыты по шелушению зерна: ускоряясь струей, каждое зернышко попадает в условия резко падающего давления снаружи, и тот слой воздуха, который находится между зерном и его оболочкой (шелухой), резко расширяется и взрывает оболочку изнутри.

И в термоядерной энергетике будущего струя тоже рассматривается в качестве важного элемента: ее предполагается использовать для быстрой, но достаточно «нежной» транспортировки хрупких дейтериевых частичек в рабочую зону термоядерного реактора *).

И даже философы, которые очень заботятся об основах наук, возлагают на сверхзвуковые струи определенные надежды: «Например, в настоящее время не известно, как проверить релятивистскую термодинамику... такая возможность, видимо, появится в ближайшем будущем в связи с развитием способов получения и измерения сверхвысоких температур и скоростей в газовых струях» **).

Как видим, сверхзвуковая струя оказалась даже прекраснее, чем у М. Ю. Лермонтова: «Под ним струя светлей лазури...». Так что, если вы еще не занялись исследованиями струйных течений для различных целей, советуем — немедленно займитесь!

Но для желающих двигаться вперед струя интересна в основном тем, что она уносит назад свой импульс (сопровождающийся, увы, и уносом массы).

*) См., например, Манзон Б. М. Успехи физических наук, 1981, т. 134, вып. 4.

***) Бунге М. Философия физики.— М.: Прогресс, 1975.— С. 287.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Ничто так не придает солидности труду, как приложения
(Из одной старой книги)

1. Некоторые физические и астрономические постоянные

Гравитационная постоянная	$\gamma = 6,7 \cdot 10^{-11} \text{ Н} \cdot \text{м}^2 / \text{кг}^2$
Постоянная Больцмана	$k = 1,4 \cdot 10^{-23} \text{ Дж/К}$
Постоянная Авогадро	$N_A = 6 \cdot 10^{23} \text{ 1/моль}$
Газовая постоянная	$R = k \cdot N_A = 8,3 \text{ Дж/(К} \cdot \text{моль)}$
Постоянная Планка	$h = 6,6 \cdot 10^{-34} \text{ Дж} \cdot \text{с}$
Постоянная Стефана — Больцмана в одноименном законе $q = \sigma T^4$	$\sigma = 5,7 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{К}^4)$
Скорость электромагнитной волны в вакууме	$c = 3 \cdot 10^8 \text{ м/с}$
Заряд электрона	$e = 1,6 \cdot 10^{-19} \text{ Кл}$
Масса электрона	$m_e = 0,9 \cdot 10^{-30} \text{ кг}$
Масса протона	$m_p = 1,7 \cdot 10^{-27} \text{ кг}$
Масса Земли	$M_{\oplus} = 6 \cdot 10^{24} \text{ кг}$
Масса Солнца	$M_{\odot} = 2 \cdot 10^{30} \text{ кг}$
Радиус Земли	$R_{\oplus} = 6,4 \cdot 10^6 \text{ м}$
Среднее расстояние Земли от Солнца (астрономическая единица)	$r_{\oplus\odot} = 1,5 \cdot 10^{11} \text{ м}$
Световой год	$1 \text{ св. год} \approx 10^{16} \text{ м}$

2. Как дифференцировать

Когда один французский писатель пожаловался, что его не избрали в академики, Наполеон предположил, что это потому, что тот не знает дифференциального исчисления.

Исторический факт

Перечитав книгу целиком, автор и редактор пришли в запоздалый ужас от одной мысли: что, если не все наши уважаемые читатели знают, как найти малое приращение произведения изменяющихся величин?

Так и возникло это приложение.

Пусть нужно найти изменение Δw величины $w = fg$, которая является произведением двух изменяющихся величин f и g . Если последние изменились на Δf и Δg соответственно, то нужно из нового значения $w + \Delta w = (f + \Delta f)(g + \Delta g)$ вычесть первоначальное значение $w = fg$. Получим

$$\underline{w} + \Delta w - \underline{w} = (f + \Delta f)(g + \Delta g) - fg = \underline{fg} + f\Delta g + g\Delta f + \underline{+ \Delta f\Delta g} - \underline{fg}.$$

Подчеркнутые прямой линией слагаемые взаимно уничтожаются, а слагаемое, подчеркнутое волнистой линией, будет становиться ужасно малым («второго порядка малости»), когда мы захотим взять приращения Δw , Δf и Δg просто малыми. Итак,

$$\Delta w = \Delta(fg) = fg\Delta g + g\Delta f.$$

Точно так же можно показать, что приращение произведения трех изменяющихся величин равно $\Delta(fgz) = gz\Delta f + fz\Delta g + fg\Delta z$. В качестве частных случаев легко получить следующее: если одна из величин, например f , постоянна (обозначим ее f_0), то ее приращение, естественно, всегда равно нулю, так что

$$\Delta(f_0g) = f_0\Delta g$$

(постоянная выносится за знак приращения Δ); если обе функции одинаковы (обозначим их $f = g = v$), то

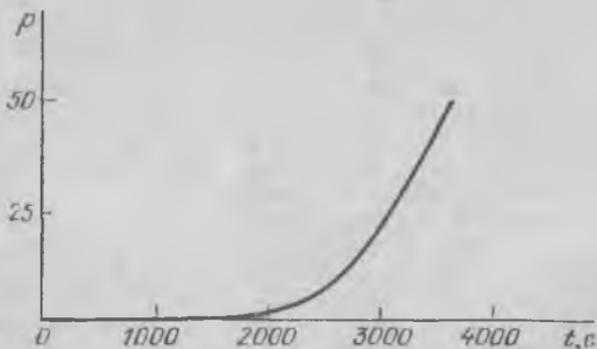
$$\Delta(fg) = \Delta(v^2) = 2v\Delta v.$$

Математик, нахмурившись, наговорил бы здесь много строгих слов и был бы прав; но для понимания книги достаточно и этого.

3. Дюжина задач

1. Капля, падающая в облаке с постоянным ускорением, растет вследствие поглощения микрокапель на своем пути. Найти это ускорение, считая начальный размер капли пренебрежимо малым. Сопротивлением воздуха пренебречь (Стасенко А. Л.— Квант, 1982, № 4, с. 31).

2. Спускаемый аппарат космического корабля, оставшегося на орбите, приближается к поверхности некоторой планеты с постоянной скоростью, передавая на борт корабля данные о давлении атмосферы. График зависимости давления (в условных единицах) от времени t приведен на рисунке. Опустившись на поверхность, аппарат измерил и передал на борт данные о температуре и ускорении свободного падения: $T = 700$ К, $g = 10$ м/с². Определить скорость спуска аппарата, если известно, что атмосфера планеты состоит из углекислого газа. Определить также температуру на высоте $h = 15$ км (Буздин А. И.— Квант, 1984, № 1, с. 52).



3. Сферическая оболочка воздушного шара сделана из материала, квадратный метр которого имеет массу $b = 1$ кг/м². Шар наполнен гелием при нормальном атмосферном давлении. При каком

минимальном радиусе шар поднимает сам себя? Температуры гелия и окружающего воздуха одинаковы и равны 0°C . Молекулярные массы воздуха и гелия 29 и 4 кг/кмоль соответственно (*Баканина Л. П.*— Квант, 1975, № 1, с. 60).

4. Модель вертолета в $1/10$ натуральной величины удерживается в воздухе при помощи двигателя мощностью 30 Вт. Оценить мощность двигателя «натурного» вертолета, сделанного из тех же материалов (*Слободецкий И. Ш., Асламазов Л. Г.* Задачи по физике.— М.: Наука, 1980.— Библиотечка «Квант», вып. 5.— С. 12).

5. Самолет пролетает с постоянной скоростью v по горизонтальной прямой, проходящей над головой наблюдателя. Какой угол α с вертикалью составляет направление, по которому к наблюдателю доносится звук двигателя в тот момент, когда наблюдатель видит самолет в направлении, составляющем угол φ с вертикалью? Скорость звука a . Рассмотреть случаи $v > a$ и $v < a$ (Квант, 1975, № 7, с. 46).

6. Для защиты самолета сзади было предложено установить в хвосте самолета ракету. При испытании было обнаружено, что через некоторое время после пуска ракеты она разворачивается и догоняет «свой» самолет. Как объяснить это явление? (*Савин А. П., Брук Ю. М., Волошин М. Б., Зильберман А. Р., Семенчинский С. Г., Сендеров В. А.* Физико-математические олимпиады.— М.: Знание, 1977.— С. 33).

7. Показать, что при торможении в верхних слоях атмосферы спутник ускоряется («парадокс спутника»).

8. Спутник движется по круговой орбите на расстоянии от поверхности Земли, равном ее радиусу R . В некоторый момент со спутника запускается станция на другую планету, после чего оставшаяся часть спутника движется по эллиптической орбите, касающейся поверхности Земли в точке, противоположной точке старта станции. Какую максимальную часть массы спутника может составлять масса межпланетной станции? (*Белонучкин В. Е.*— Квант, 1977, № 4, с. 36).

9. На каком расстоянии от Солнца расплавится железный космический корабль, если плотность потока солнечного излучения (мощность, проходящая через единицу площади) на орбите Земли 1400 Вт/м^2 ? Температуру плавления железа принять равной 1535 K (*Стасенко А. Л.*— Квант, 1978, № 3, с. 37).

10. Для межзвездных путешествий ракета должна достигать скорости, составляющей процент или десятки процентов скорости света. Оценить возможность использования для такой ракеты химического двигателя, действующего на реакции окисления водорода (удельная теплота сгорания водорода равна $1,2 \cdot 10^8 \text{ Дж/кг}$). Какой должна быть начальная масса M топлива для достижения ракетой с массой $m = 20 \text{ т}$ скорости $0,01$ скорости света? (*Слободецкий И. Ш., Асламазов Л. Г.* Задачи по физике.— М.: Наука, 1980.— Библиотечка «Квант», вып. 5.— С. 10).

11. Определить мощность гипотетической фотонной ракеты, если бы она двигалась за пределами Солнечной системы с нерелятивистской скоростью и постоянным ускорением $a = 10 \text{ м/с}^2$. Масса ракеты $M = 10^3 \text{ кг}$. Сравнить мощность такой ракеты с мощностью Братской ГЭС (4,5 млн кВт) (*Козел С. М., Раиба Э. И., Славатинский С. А.* Сборник задач по физике. Задачи МФТИ.— М.: Наука, 1978.— С. 11).

12. Астронавт массы $M = 100 \text{ кг}$ оказался на расстоянии $l = 100 \text{ м}$ от корабля со стаканом замерзшей воды. Обеспечивая

сублимацию (испарение) льда, астронавт возвращается на корабль. Оценить время возвращения. Считать, что сублимация льда происходит при постоянной температуре $T = 272$ К, при которой давление насыщающих паров равно $p_{\text{н}} = 550$ Па. Размеры стакапа и массу льда задать самостоятельно (Стасенко А. Л.— Квант, 1981, № 5, с. 27).

4. Дюжина решений

1. Изменение импульса падающей капли переменной массы за малое время Δt равно

$$\Delta(mv) = mg\Delta t. \quad (1)$$

По условию задачи изменение массы капли за время Δt равно

$$\Delta m = \alpha \rho v_{\text{ср}} s \Delta t, \quad (2)$$

где ρ — плотность воды, $v_{\text{ср}}$ — средняя скорость капли за время Δt , $s = 4\pi r^2$ — площадь поверхности капли, α — безразмерный коэффициент пропорциональности. С другой стороны, поскольку $m = \frac{4}{3}\pi r^3 \rho$ (r — радиус капли),

$$\Delta m = 4\pi r^2 \rho \Delta r = s \rho \Delta r.$$

Если за время Δt капля проходит расстояние Δy , то $\Delta t = \Delta y / v_{\text{ср}}$. Подставив выражения для Δm и Δt в (2), получим

$$\Delta r = \alpha \cdot \Delta y \sim \Delta y.$$

Следовательно, радиус капли растет пропорционально пройденному пути, т. е. $r \sim y$.

Поскольку капля движется с постоянным ускорением a , $y = at^2/2 \sim t^2$. Значит, $r \sim t^2$, $m \sim r^3 \sim t^6$. Учитывая эти соотношения, из (1) получаем

$$\Delta(t^6 a t) = t^6 g \Delta t.$$

Выполняя в левой части этого равенства дифференцирование, находим ускорение a :

$$\Delta(at^7) = 7at^6 \Delta t = t^6 g \Delta t \Rightarrow a = g/7^*).$$

2. Определим сначала скорость спускаемого аппарата.

Заметим, что изменение давления Δp с изменением высоты Δh связано соотношением

$$\Delta p = \rho g \Delta h, \quad (1)$$

где ρ — плотность газа, которая, вообще говоря, с высотой меняется. Из уравнения Менделеева — Клапейрона следует, что

$$p = \frac{\rho}{\mu_0} RT \Rightarrow \rho = \frac{p \mu_0}{RT}$$

*) К глубокому сожалению, наш любимый преподаватель МФТИ Г. И. Косоуров (1921—1970), утверждавший, что в физике никогда не получается семерки, не дожид до решения этой задачи. Много сделавший для журнала «Квант» и для всесоюзных олимпиад, он несомненно порадовался бы вместе с нами.

(здесь T — температура именно в той точке, где мы интересуемся изменением давления). Подставляя это выражение для ρ и учитывая, что $\Delta h = v \cdot \Delta t$ (v — скорость спуска аппарата), можем записать уравнение (1) в виде

$$\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\Delta p}{\Delta t} = \frac{\mu_0 g v}{RT}. \quad (2)$$

Зная отношение $\Delta p/\Delta t$, т. е. тангенс угла наклона касательной в конечной точке графика, с помощью (2) найдем скорость v . (Отметим, что, поскольку в левой части (2) стоит отношение $\Delta p/\rho$, нам безразличен масштаб графика по оси p .)

Находя из графика $\Delta p/\Delta t$ и подставляя $\mu_0 = 44$ г/моль, получаем

$$v = \frac{1}{\rho} \cdot \frac{\Delta p}{\Delta t} \frac{RT}{g\mu_0} \approx 11.5 \text{ м/с.}$$

Перейдем теперь к решению второй части задачи. Поскольку аппарат спускался со скоростью 11,5 м/с, на высоте 15 км над поверхностью планеты он был за 1300 секунд до посадки. На графике зависимости $p(t)$ этому соответствует время $t = 2350$ с. Определив значение $\frac{1}{\rho} \frac{\Delta p}{\Delta t}$ для этой точки графика, из соотношения (2) найдем температуру на высоте 15 км:

$$T_h = \left(\rho \frac{\Delta t}{\Delta p} \right) \frac{g\mu_0 v}{R} = 430 \text{ К.}$$

3. При увеличении радиуса шара выталкивающая сила растет пропорционально кубу радиуса, а вес оболочки — пропорционально квадрату радиуса. Следовательно, выталкивающая сила растет быстрее и начиная с какого-то значения радиуса станет больше, чем вес оболочки. Тогда шар начнет подниматься. Обозначим этот радиус оболочки через r . При этом

$$\rho_{\text{вг}} \cdot \frac{4}{3}\pi r^3 = b g 4\pi r^2 + \rho_{\text{не}} g \cdot \frac{4}{3}\pi r^3,$$

откуда

$$r = \frac{3b}{\rho_{\text{в}} - \rho_{\text{не}}}.$$

Плотность воздуха $\rho_{\text{в}}$ и гелия $\rho_{\text{не}}$ при данных условиях найдем с помощью уравнения Менделеева — Клапейрона:

$$\rho_{\text{в}} = \frac{m_{\text{в}}}{V} = \frac{p\mu_{\text{в}}}{RT}, \quad \rho_{\text{не}} = \frac{p\mu_{\text{не}}}{RT}, \quad \rho_{\text{в}} - \rho_{\text{не}} = \frac{p}{RT} (\mu_{\text{в}} - \mu_{\text{не}}).$$

Окончательно получаем

$$r = \frac{3bRT}{p(\mu_{\text{в}} - \mu_{\text{не}})} \approx 2,8 \text{ м.}$$

4. Вертолет (или модель) удерживается в воздухе благодаря реактивной силе, возникающей, когда винт отбрасывает воздушную струю. При этом на вертолет со стороны отбрасываемой струи согласно третьему закону Ньютона действует сила, равная по

абсолютной величине силе, действующей на струю. Обозначим ρ — плотность воздуха, S — площадь струи и v — ее скорость. Тогда за время Δt винтом «отбрасывается» вниз объем воздуха $Sv\Delta t$ массы $\Delta m = \rho Sv \cdot \Delta t$, а импульс воздуха изменяется на величину

$$\Delta P = \Delta m \cdot v = \rho Sv^2 \Delta t.$$

Согласно второму закону Ньютона на воздух действует сила

$$F = \frac{\Delta P}{\Delta t} = \rho Sv^2.$$

Эта сила равна весу вертолета

$$\rho Sv^2 = Mg,$$

мощность же двигателя равна энергии, сообщаемой воздуху за 1 с:

$$N = \frac{\Delta m \cdot v^2}{2\Delta t} = \frac{1}{2} \rho Sv^3.$$

Подставляя сюда $v = \sqrt[3]{Mg/S\rho}$, получим

$$N = \frac{1}{2} Mg \sqrt{\frac{Mg}{S\rho}}.$$

Так как масса вертолета пропорциональна объему, т. е. кубу линейных размеров ($\sim L^3$), а $S \sim L^2$, имеем

$$N \sim L^{7/2}.$$

Это означает, что отношение мощностей двигателей вертолета и модели должно быть равно отношению их линейных размеров в степени $7/2$:

$$\frac{N}{N_{\text{мод}}} = \left(\frac{L}{L_{\text{мод}}} \right)^{7/2} = 10^{7/2}.$$

Отсюда

$$N = N_{\text{мод}} \cdot 10^{7/2} \approx 96 \text{ кВт}.$$

5. Пусть наблюдатель находится в точке O (рис. а), видит самолет в точке A и слышит звук, излученный самолетом в тот момент, когда самолет находился в точке B . Обозначим через t время, за которое звук из точки B дошел до наблюдателя, тогда $BO = at$ и $BA = vt$. Из прямоугольного треугольника AOK

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{KB + BA}{KO} = \operatorname{tg} \alpha + \frac{vt}{at \cos \alpha}. \quad (1)$$

Возведя равенство (1) в квадрат, обозначив $\operatorname{tg} \varphi - \operatorname{tg} \alpha$ через x и учтя, что $\cos \alpha = 1/\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}$, получим

$$x^2 - 2 \frac{\operatorname{tg} \varphi}{1 - a^2/v^2} x + \frac{1}{\cos^2 \varphi (1 - a^2/v^2)} = 0. \quad (2)$$

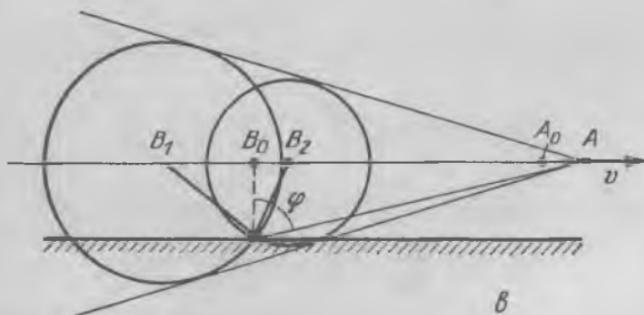
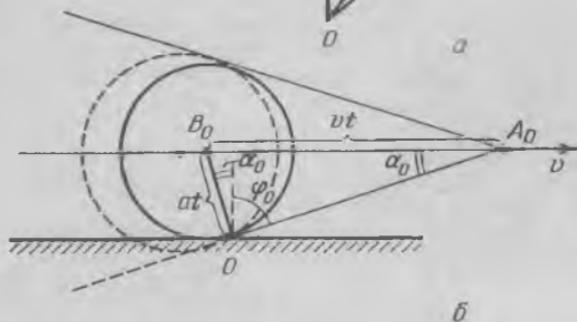
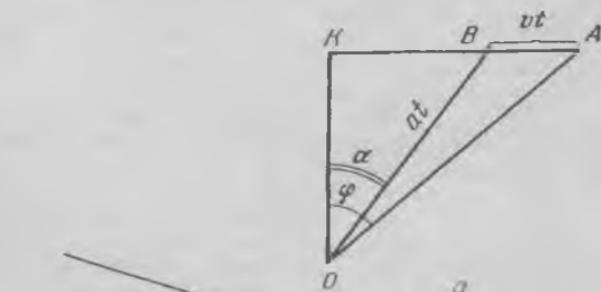
Отсюда

$$x_{1,2} = \frac{\operatorname{tg} \varphi}{1 - a^2/v^2} \pm \sqrt{\frac{\operatorname{tg}^2 \varphi}{(1 - a^2/v^2)^2} - \frac{1}{\cos^2 \varphi (1 - a^2/v^2)}}, \quad (3)$$

причем уравнению (1) удовлетворяют только положительные значения x .

Рассмотрим сначала случай, когда скорость самолета v меньше скорости звука a . Так как $a^2/v^2 > 1$, то $x_1 > 0$ и $x_2 < 0$, т. е. подходит только одно значение $x = x_1$. «Слышимый» самолет просто отстает от видимого.

Интереснее результат в случае сверхзвукового самолета ($v > a$). Действительные корни уравнения (2) есть только при $\cos \varphi < a/v$, причем положительны сразу оба корня ($\operatorname{tg} \varphi > 0$). Что это означает? Разберемся в этом более подробно.



Каждая точка траектории самолета является источником сферической звуковой волны. Огибающая волновых фронтов представляет собой коническую поверхность (рис. б), которая движется вперед со скоростью самолета v . Впервые наблюдатель услышит звук в тот момент, когда в точку O придет один из волновых фронтов. Если самолет в этот момент будет находиться в точке A_0 , то наблюдатель будет слышать звук, идущий к нему из точки B_0 (рис. б). Из рисунка видно, что $\sin \alpha_0 = \cos \varphi_0 = at/v \cdot t = a/v$. При удалении самолета угол φ увеличивается,

а $\cos \varphi$ уменьшается (так что, действительно, самолет слышен при углах φ таких, что $\cos \varphi \leq a/v$).

Начиная с этого момента в точку O будут приходить фронты звуковых волн, излученных самолетом в двух разных точках его траектории (рис. е). В тот момент, когда самолет находится в точке A , наблюдатель будет слышать звук, который был излучен самолетом в точках B_1 и B_2 (углы α_1 и α_2 определяются из формулы (3)), т. е. теперь уже два волновых фронта проходит через точку O . Таким образом, при удалении самолета от точки A_0 наблюдателю (точнее, слушателю) будет казаться, что из точки B_0 движутся в разные стороны два источника звука.

6. Разберем сначала вопрос об устойчивости ракеты в полете. Устойчивость ракеты обеспечивают стабилизаторы, расположенные в ее хвосте. Если ракета начинает отклоняться от направления своей скорости, т. е. если ось ракеты составит некоторый угол с направлением вектора скорости, то силы, действующие на стабилизаторы, создадут возвращающий момент. Ясно, что если ракету пустить хвостом вперед, то эти же моменты сил развернут ее. Но как раз хвостом вперед ракета и запускалась на испытаниях — ведь ее скорость складывается из скорости движения самолета и скорости ракеты относительно самолета. Если ракета еще не успела набрать достаточной (большей, чем у самолета) скорости к тому моменту, когда она покинула самолет, то она будет иметь скорость, направленную в сторону полета самолета. При этом она разворачивается, набирает скорость и догоняет самолет. Чтобы избавиться от этого неприятного эффекта, нужно увеличить ускорение ракеты или включить ее двигатель чуть раньше пуска. Следует помнить, что реактивная сила после пуска не сразу достигает максимальной величины.

7. Полная энергия спутника равна сумме кинетической и потенциальной энергий

$$E = K + \Pi = \frac{mv^2}{2} - \gamma \frac{Mm}{r},$$

где M — масса планеты. Если он движется по круговой орбите, условие равенства центростремительной и гравитационной сил даст

$$\frac{mv^2}{r} = \gamma \frac{Mm}{r^2} \Rightarrow \frac{mv^2}{2} = \gamma \frac{Mm}{2r} = -\frac{\Pi}{2}.$$

Таким образом, полную энергию можно выразить в виде

$$E = -\gamma \frac{Mm}{2r} = \frac{\Pi}{2} = -K = -\frac{mv^2}{2}. \quad (1)$$

Учтем теперь силу сопротивления. Под действием этой силы орбита спутника, строго говоря, уже не будет круговой, значит r будет изменяться, значит будет изменяться и плотность атмосферы, и скорость спутника, и ... Но предположим, что сила сопротивления настолько мала, что за время одного оборота вокруг планеты радиус изменяется на величину Δr , скорость — на Δv настолько малые, что изменением самой силы сопротивления можно пренебречь. Тогда работа этой силы на одном обороте приблизительно равна $2\pi r X$, и она приводит к изменению полной энергии на малую величину $\Delta E = 2\pi r X$.

Из (1) найдем

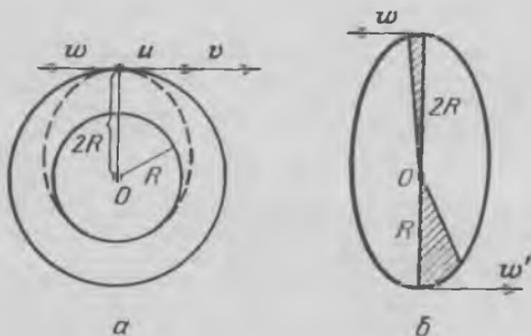
$$\Delta E = -mv \Delta v = \gamma \frac{Mm}{2r^2} \Delta r = 2\pi r X.$$

Теперь рассмотрим эту цепочку равенств справа налево. Сила сопротивления отрицательна, $X < 0$; значит, изменение радиуса тоже отрицательно, $\Delta r < 0$ — спутник снижается (и рано или поздно упадет). Но смотрим дальше: изменение скорости имеет знак, противоположный знаку изменения радиуса, $\Delta v > 0$, — скорость растет. Таким образом, тормозясь в атмосфере, пассивный спутник ускоряется.

8. Из условия задачи ясно, что точка старта станции является наиболее удаленной от Земли точкой орбиты «остатка» спутника. В этой точке скорость спутника u и скорость «остатка» w направлены вдоль одной прямой, перпендикулярной радиусу-вектору, проведенному из центра Земли (рис. а). Из закона сохранения импульса

$$Mu = \mu w + mv \quad (1)$$

(M — масса спутника, μ — масса остатка, m — масса станции, v — ее скорость сразу после старта) следует, что и скорость станции v сразу после старта направлена вдоль этой же прямой.



Очевидно, более выгодным является случай, когда скорость станции сразу после старта направлена в ту же сторону, что и скорость спутника непосредственно до старта, а скорость «остатка» направлена в противоположную сторону (см. рис. а). Тогда

$$|mv| = |Mu| + |\mu w|. \quad (2)$$

Отношение m/M найдем из (2), учитывая, что $m + \mu = M$:

$$\frac{m}{M} = \frac{|u| + |w|}{|v| + |w|}. \quad (3)$$

Определим значения $|u|$, $|v|$, $|w|$.

Скорость спутника определим из условия движения по круговой орбите. Центробежное ускорение спутнику сообщает сила притяжения к Земле

$$\frac{Mu^2}{2R} = \gamma \frac{M \oplus M}{4R^2}$$

(M_{\oplus} — масса Земли). Отсюда

$$|u| = \sqrt{\frac{\gamma M_{\oplus}}{2R}}.$$

Полная механическая энергия станции в момент старта равна $\frac{mv^2}{2} - \gamma \frac{M_{\oplus}m}{2R}$. По мере удаления от Земли потенциальная энергия станции увеличивается, и далеко от Земли (на бесконечности) она равна нулю. Минимальная скорость, которую имеет станция в момент старта, должна быть такой, чтобы уменьшение кинетической энергии станции за время полета было равно увеличению ее потенциальной энергии. Тогда на бесконечности и кинетическая энергия станции будет равна нулю. Следовательно, в момент старта полная механическая энергия станции должна быть равна нулю, т. е.

$$\frac{mv^2}{2} - \gamma \frac{M_{\oplus}m}{2R} = 0.$$

Отсюда

$$|v| = \sqrt{\gamma \frac{M_{\oplus}}{R}}.$$

Определим значение $|w|$. Согласно второму закону Кеплера радиус-вектор «остатка», движущегося по эллиптической орбите, за равные времена замсает равные площади. Если в перигее скорость остатка w' (рис. б), то за малый промежуток времени Δt

$$2R|w|\Delta t = R|w'|\Delta t \quad (4)$$

(время Δt достаточно мало, чтобы считать, что $|w|$, $|w'|$ и длины радиусов-векторов остаются постоянными).

Согласно закону сохранения энергии

$$\frac{\mu w^2}{2} - \gamma \frac{M_{\oplus}\mu}{2R} = \frac{\mu (w')^2}{2} - \gamma \frac{M_{\oplus}\mu}{R}. \quad (5)$$

Из (4) и (5) найдем $|w|$:

$$|w| = \sqrt{\gamma \frac{M_{\oplus}}{3R}}.$$

Подставив найденные значения $|u|$, $|v|$, $|w|$ в выражение (3), окончательно получим

$$m/M \approx 0,8.$$

9. Корабль нагревается до такой температуры T , при которой энергия, излучаемая им, становится равной энергии, получаемой от Солнца. Излучаемая в единицу времени энергия пропорциональна площади поверхности корабля. Будем для оценки считать, что корабль — шарик, средний радиус которого равен a . Тогда излучаемая кораблем, нагретым до температуры T , за единицу времени энергия равна

$$Q = 4\pi a^2 q = 4\pi a^2 \sigma T^4.$$

Энергия, получаемая от Солнца за единицу времени, пропорциональна площади наибольшего сечения шарика, т. е. πa^2 , и равна

$$Q^+ = \pi a^2 w,$$

где w — плотность потока солнечного излучения на расстоянии r от Солнца. Так как в единице телесного угла от Солнца распространяется постоянная энергия, то

$$w = w_{\odot} \left(\frac{r_{\odot \oplus}}{r} \right)^2.$$

Следовательно, $Q^+ = \pi a^2 w_{\odot} \left(\frac{r_{\odot \oplus}}{r} \right)^2$. Приравняв Q^- и Q^+ , получим

$$4\pi a^2 \sigma T^4 = \pi a^2 w_{\odot} \left(\frac{r_{\odot \oplus}}{r} \right)^2.$$

Из этого уравнения найдем

$$r = \frac{r_{\odot \oplus}}{2} \sqrt{\frac{w_{\odot}}{\sigma T^4}} \approx 5 \cdot 10^6 \text{ км.}$$

10. Из уравнения химической реакции горения водорода



следует, что для сгорания двух киломолей водорода необходим киломоль кислорода. В результате получаются два киломоля паров. Иными словами, при сгорании 4 кг водорода в 32 кг кислорода образуются 36 кг паров. Следовательно, масса ΔM паров образуется при сгорании массы $\frac{4}{36} \Delta M = \frac{1}{9} \Delta M$ водорода. При этом выделяется энергия

$$Q = \frac{1}{9} \Delta M \cdot q.$$

Конечно, только часть этой энергии превращается в кинетическую энергию газов. Но для оценки будем считать, что $Q = \frac{1}{2} \Delta M \cdot u_{\max}^2$, т. е.

$$\frac{1}{9} \Delta M q = \frac{1}{2} \Delta M u_{\max}^2.$$

Отсюда

$$u_{\max} = \sqrt{\frac{2}{9} q}.$$

Это «предельная» скорость истечения газов. В нашем случае она равна $\sqrt{\frac{2}{9} \cdot 1,1 \cdot 10^8 \text{ м}^2/\text{с}^2} \approx 5 \cdot 10^3 \text{ м/с}$.

Из формулы Циолковского (13), связывающей значения конечной массы ракеты m и конечной скорости v : $\frac{M_0 + m}{m} = e^{v/u}$,

получим

$$M_0 = m e^{600} \approx m \cdot 10^{260} = 20 \cdot 10^{260} \text{ т.}$$

Эта величина во много раз превышает массу Солнца $M_{\odot} = 2 \cdot 10^{27}$ т. Таким образом, даже самое лучшее химическое топливо непригодно для межзвездных перелетов.

11. Согласно закону сохранения импульса замкнутой системы «ракета плюс излученные фотоны», изменение импульса электромагнитного поля за секунду равно силе тяги $F = aM$.

Затрачиваемая на это мощность

$$N = Fc = aMc = 3 \cdot 10^{12} \text{ Вт},$$

что в 670 раз больше мощности Братской ГЭС.

12. Если плотно закрыть стакан, то число молекул, падающих на поверхность льда в единицу времени, будет равно числу молекул, сублимирующих с поверхности (динамическое равновесие); при этом условии и измерено давление насыщающих паров p_n . Оба указанных потока массы равны по модулю

$\frac{1}{6} \rho_n \langle v \rangle S$ (кг/с), где $\rho_n = \frac{p_n \mu_0}{RT}$ — плотность насыщенных паров,

S — площадь поверхности льда, μ_0 — молярная масса воды, $\langle v \rangle \approx \sqrt{\frac{3RT}{\mu_0}}$ — средняя скорость молекулы, множитель $\frac{1}{6}$ (или, точнее, $\frac{1}{4}$) учитывает направленность движения «в одну сторону из шести возможных».

Когда стакан открыт, поток улетающих молекул прежний, а возвращающихся молекул нет; давление теперь равно $\frac{1}{2} p_n$. Оценим время полного испарения, подставляя начальную массу льда $m \sim 0,2$ кг, площадь стакана $S \sim 30$ см², $\mu_0 = 18$ кг/кмоль:

$$\tau \sim \frac{m}{\frac{1}{6} \rho_n \langle v \rangle S} \approx \frac{6m}{p_n S} \sqrt{\frac{RT}{3\mu_0}} \approx \frac{6 \cdot 0,2}{550 \cdot 3 \cdot 10^{-3}} \sqrt{\frac{8,3 \cdot 10^3 \cdot 272}{3 \cdot 18}} \approx 150 \text{ с}.$$

Заметим, что в реальности время испарения будет больше, так как вероятность для молекулы, попавшей на поверхность льда, «прилипнуть» к ней, равна так называемому коэффициенту конденсации и, естественно, меньше 1: соответственно и в поток испарения должен быть введен множитель, меньший 1. Далее, возможно, не все молекулы, испарившись, смогут сразу улететь в бесконечность; часть из них за счет столкновений в паровой фазе может вернуться назад. Таким образом, мы получили для времени испарения оценку снизу.

Пока лед испаряется, ускорение космонавта равно $a = p_n S / 2M$. За это время он пролетит расстояние $L = at^2 / 2 \approx 100$ м = l . Учитывая приближенность наших оценок, можно сказать, что космонавт вернется на корабль за время ≥ 100 с.

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	3
1. Атмосферы планет и все, что выше	5
2. Закон Архимеда и воздухоплавание	10
3. Аэродинамические силы и качество крыла	17
4. Присосдиненная масса	23
5. Нагрузка на крыло и другие полезные определения	24
6. Мог ли Икар взлететь «под самое небо»	28
7. Кто дальше: птица или самолет?	33
8. Устойчивость полета: куда девать хвост	35
9. Скачок уплотнения, или как плохо тупому телу	39
10. Такой шумный и такой вредный	48
11. Его преемники: Подобие аэродинамический эксперимент, или зачем нужны аэродинамические трубы	50
12. От абсолютной жесткости до грузиков с пружинками	58
13. На большой высоте	63
14. Почему именно ракета	66
15. Как выбрасывать массу	70
16. Каким сделать капал?	74
17. Где взять массу?	77
18. Межпланетные движители	79
19. Радиоизотопный парус	83
20. Фотонный двигатель и солнечный парус	86
21. Энергетика космического полета	88
22. Этот ужасный космический холод	98
23. Коридор входа, или как вернуться на Землю	107
24. Воздушно-космический самолет	111
25. Ближайшее тысячелетие: жив Дедал!	114
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	121
ДОПОЛНЕНИЕ	122
ПРИЛОЖЕНИЯ	131
1. Некоторые физические и астрономические постоянные	131
2. Как дифференцировать	131
3. Дюжина задач	132
4. Дюжина решений	134

Научно-популярное издание

Стасенко Альберт Леонидович

ФИЗИКА ПОЛЕТА

Серия «Библиотечка «Квант», выпуск 70

Заведующий редакцией *Г. С. Куликов*
Редактор *Л. А. Панюшкина*
Художественный редактор *Т. Н. Кольченко*
Технический редактор *Е. В. Морозова*
Корректоры *Т. С. Родионова, И. Н. Кришталь*

ИБ № 32668

Сдано в набор 28.01.88. Подписано к печати 24.08.88. Т-17808. Формат 84×108/32. Бумага для множительных аппаратов. Гарнитура обыкновенная новая. Печать высокая. Усл. печ. л. 7,56. Усл. кр.-отт. 7,98. Уч.-изд. л. 7,89. Тираж 115 000 экз. Заказ № 44. Цена 30 коп.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Наука»
Главная редакция физико-математической литературы
117071 Москва В-71, Ленинский проспект, 15

4-я типография издательства «Наука»
630077 Новосибирск, 77, Станиславского, 25

