

Линия и трубка тока

- Течение, в котором характеристики среды (v , p , ρ) зависят только от изменения координат (x , y , z), называется *установившимся*. При этом скорость, давление и плотность в конкретной точке не меняются ни по величине, ни по направлению:

$$\frac{\delta V}{\delta t} = \frac{\delta P}{\delta t} = \frac{\delta \rho}{\delta t} = 0$$

- *Линия тока* это линия, в каждой точке которой вектор скорости направлен по касательной к этой линии (рис. 4.1). При установившемся течении линия тока совпадает с траекторией движения частицы.

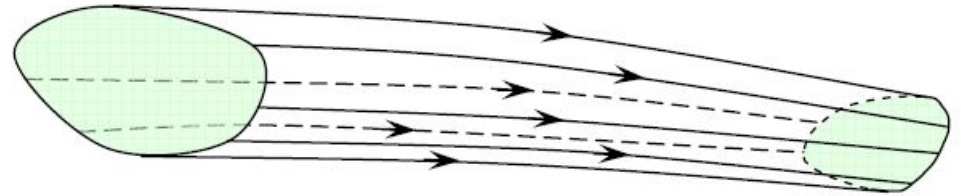
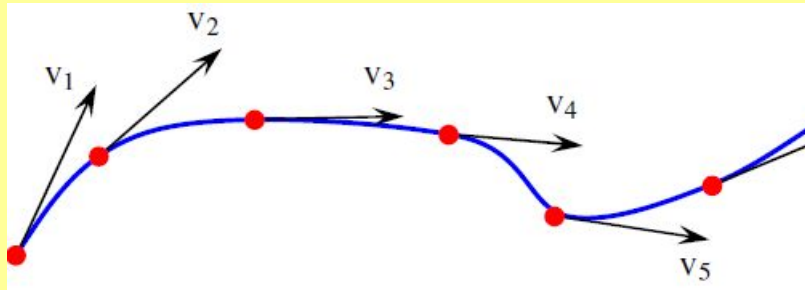
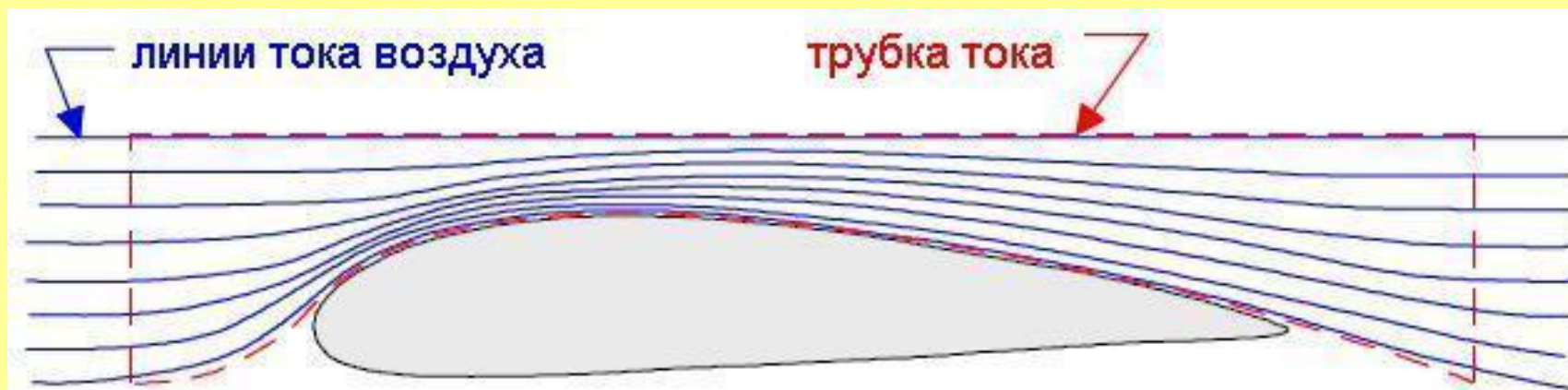


РИС. 4.2.

- *Трубка тока* - совокупность линий тока, проходящих через каждую точку замкнутого контура (рис. 4.2).

Основополагающий закон физики гласит, что масса и энергия не могут быть созданы или уничтожены, а только могут переходить из одной формы в другую.

Линия и трубка тока



Трубка тока – это воображаемая труба со стенками из линий тока воздуха. Весь воздух внутри трубки тока перемещается только вдоль трубки и не выходит за её боковые границы.

Таким образом, можно визуализировать течение воздуха возле обтекаемой поверхности.

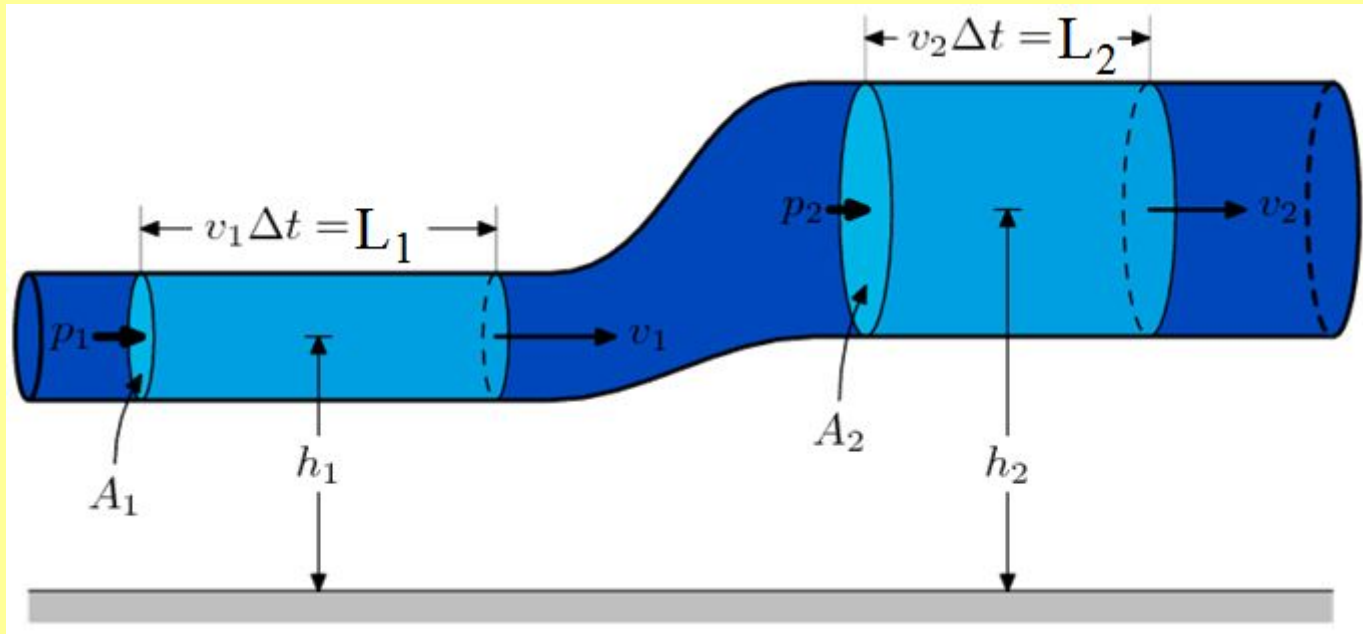
Принцип, впервые высказанный Даниилом Бернулли в 1726 г., гласит: в струе воды или воздуха давление велико, если скорость мала, и давление мало, если скорость велика.

Уравнение

неразрывности

- Уравнение неразрывности вдоль трубки тока с учётом сжимаемости:

$$\rho_1 S_1 V_1 = \rho_2 S_2 V_2 = \text{const}$$



С ростом скорости статическое давление и температура уменьшаются.

Уравнение Менделеева—Клапейрона: http://class-fizika.ru/10_a196.html

$$\frac{p_1 \cdot V_1}{T_1} = \frac{p_2 \cdot V_2}{T_2}$$

Теорема Бернулли

«В стационарном движении идеальной текучей среды сумма давления и кинетической энергии на единицу объёма остаётся постоянной».

Текучая среда является идеальной, если она несжимаема и не имеет вязкости. При малых скоростях движения воздух можно считать идеальной текучей средой.

Уравнение Бернулли

- Жидкость, ограниченная трубкой тока, представляет собой *струйку*. Трубка тока обладает важным свойством - *через её стенки жидкость не может втекать внутрь или вытекать из неё*. Это объясняется тем, что в любой точке трубки тока скорость направлена по касательной к поверхности.

Следовательно, *масса жидкости в струйке остаётся постоянной*.

$$\text{Для несжимаемой жидкости: } P + \frac{\rho \cdot V^2}{2} = Const$$

$$\text{Для сжимаемой жидкости: } \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T + \frac{V^2}{2} = Const$$

Здесь $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$ – показатель адиабаты. Для двухатомных газов (и воздуха) $\gamma = 1,4$.

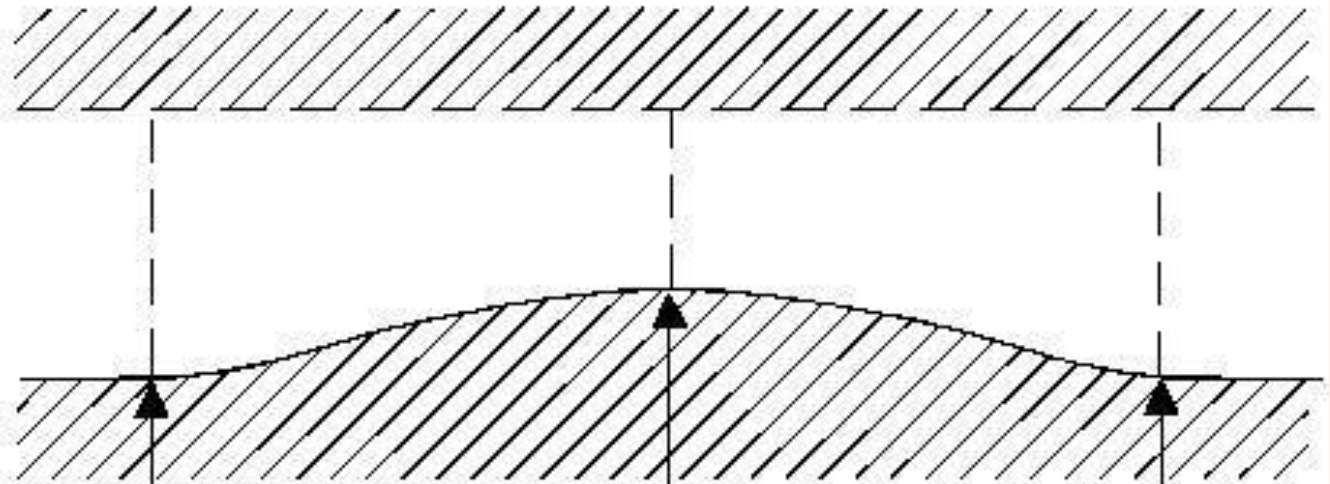
R – газовая постоянная. Для воздуха $R = 287,04$ дж/кг · град (При $T=3000^\circ$ $R=293,71$)

C_p и C_v – удельные теплоёмкости.



Дани́л Берну́лли (*Daniel Bernoulli*; 29 января (8 февраля) 1700 — 17 марта 1782), швейцарский физик-универсал, механик и математик, один из создателей кинетической теории газов, гидродинамики и математической физики. Академик и иностранный почётный член (1733) Петербургской академии наук, член Академий: Болонской (1724), Берлинской (1747), Парижской (1748), Лондонского королевского общества (1750). Сын Иоганна Бернулли.

Уравнение неразрывности



Площадь сечения (A)

1 m^2

$\frac{1}{2} \text{ m}^2$

1 m^2

Скорость (V)

52 m/s (100 kt)

104 m/s (200 kt)

52 m/s (100 kt)

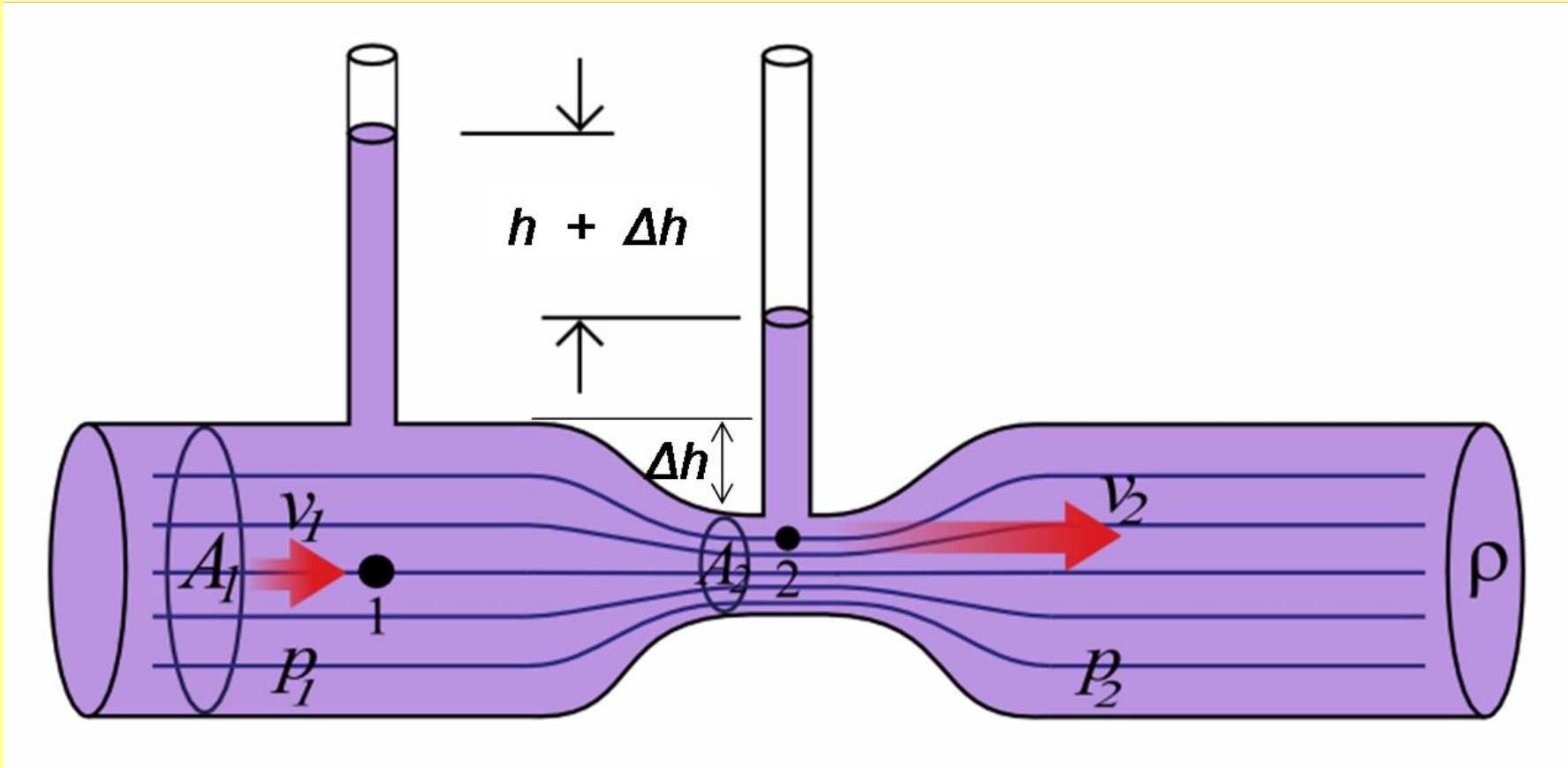
Секундный расход воздуха (Постоянный)

52 kg/s

52 kg/s

52 kg/s

Уравнение неразрывности



Уравнение

неразрывности

Осенью 1912 г. океанский пароход «Олимпик» - тогда один из величайших в мире судов, плыл в открытом море, а почти параллельно ему, на расстоянии сотни метров, проходил с большой скоростью другой корабль, гораздо меньший, броненосный крейсер «Гаук». Когда оба судна заняли положение, изображенное на рис. 65, произошло нечто неожиданное: меньшее судно стремительно свернуло с пути, повернулось носом к большому пароходу и, не слушаясь руля, двинулось почти прямо на него. «Гаук» врезался носом в бок «Олимпика»; удар был так силен, что «Гаук» проделал в борту «Олимпика» большую пробоину.

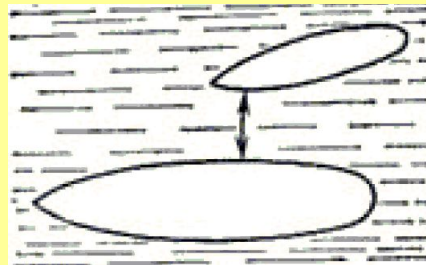


Рисунок 65. Положение пароходов «Олимпик» и «Гаук» перед столкновением.

Когда этот странный случай рассматривался в морском суде, виновной стороной был признан капитан гиганта «Олимпик», так как, - гласило постановление суда, - он не отдал никаких распоряжений уступить дорогу идущему наперерез «Гауку».

ЯПОНСКИЙ БУКСИР ПРОТАРАНИЛ АМЕРИКАНСКИЙ ЭСМИНЕЦ



Опубликовано 18.11.2017 в 21:39

То же справедливо и для газов. Это явление в учении о газах носит название эффекта Клеман - Дезорма (по имени открывших его физиков) и нередко именуется «аэростатическим парадоксом». Впервые явление это, как говорят, обнаружено было случайно при следующих обстоятельствах. В одном из французских рудников рабочему приказано было закрыть щитом отверстие наружной штольни, через которую подавался в шахту сжатый воздух. Рабочий долго боролся со струёй воздуха, но внезапно щит сам собой захлопнул штольню с такой силой, что, будь щит недостаточно велик, его втянуло бы в вентиляционный люк вместе с перепуганным рабочим.

Этой особенностью течения газов объясняется действие пульверизатора.

Слово «газ» принадлежит к числу слов, придуманных учеными наряду с такими словами, как «термометр», «электричество», «гальванометр», «телефон» и «атмосфера». Голландский химик и врач Гельмонт, живший с 1577 по 1644 г. (современник Галилея), произвел «газ» от греческого слова «хаос». Открыв, что воздух состоит из двух частей, из которых одна поддерживает горение и сгорает, остальная же часть не обладает этими свойствами, Гельмонт писал: *«Такой пар я назвал газ, потому что он почти не отличается от хаоса древних»* (первоначальный смысл слова «хаос» - сияющее пространство). Однако новое словечко долго после этого не употреблялось и было возрождено лишь знаменитым Лавуазье в 1789 г. Оно получило широкое распространение, когда всюду заговорили о полетах братьев Монгольфье на первых воздушных шарах.

[Яков Исидорович Перельман. Занимательная физика. Книга 2]

Пульверизатор.

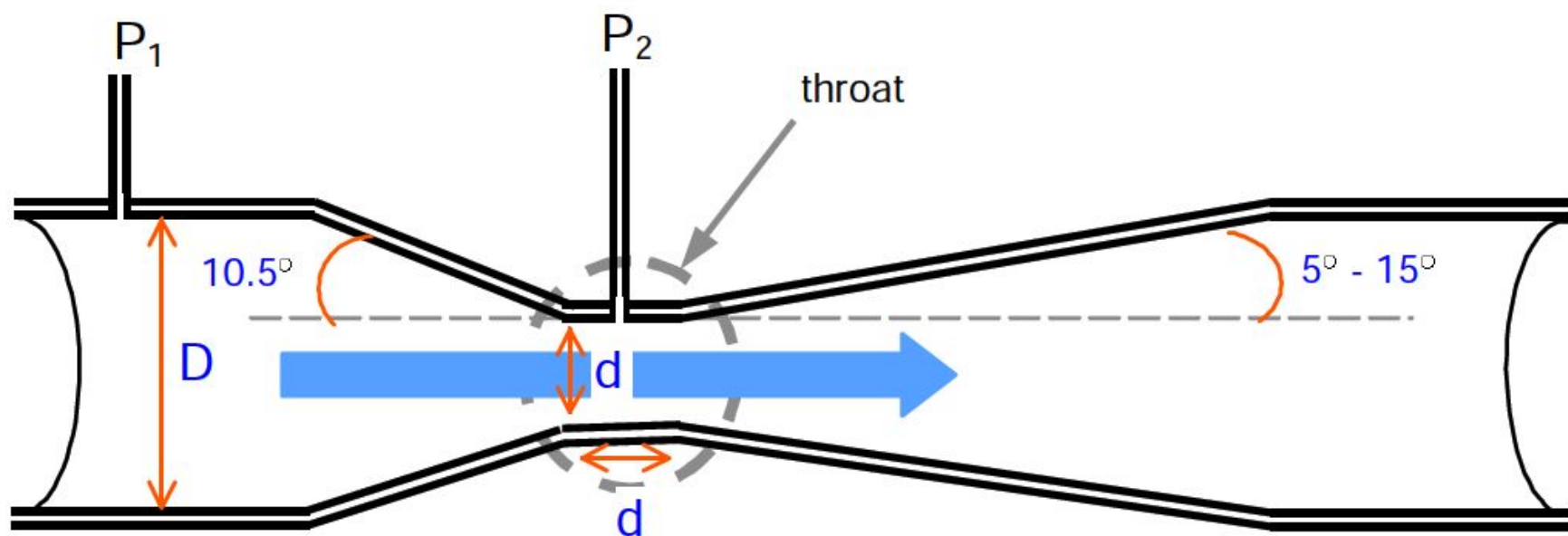
Топливо-топливные насосы.

Трубка Вентури

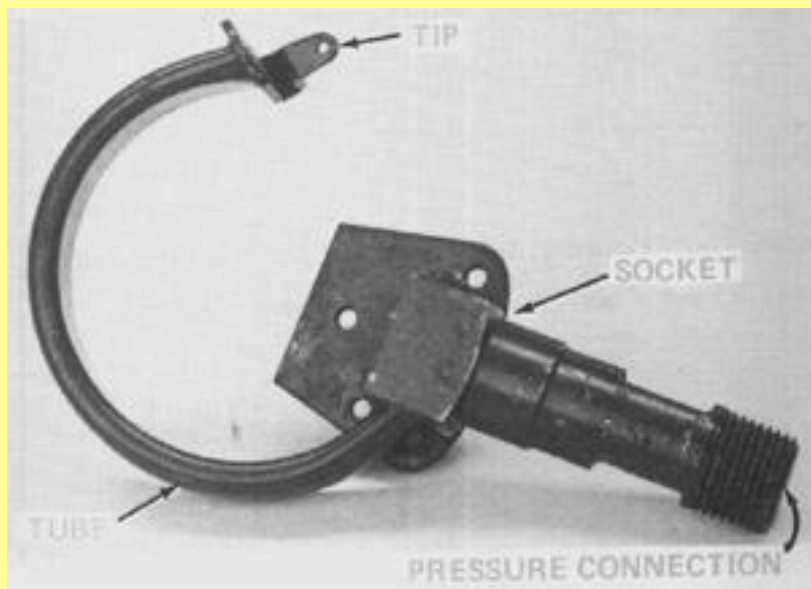
В основе принципа действия трубки Вентури лежит [эффект Вентури](#) — явление уменьшения [давления](#) в потоке [жидкости](#) или [газа](#), когда этот поток проходит через суженный участок трубы, что, в свою очередь, является прямым следствием действия [закона Бернулли](#).

Конфузор расширяется под углом в 28 градусов, а диффузор – 7 градусов;

Venturi Tube



Трубка Бурдона



Один конец С-образной трубки Бурдона открыт, второй, именуемый наконечником — закрыт. Открытый конец соединяется с муфтой, имеющей впускное отверстие внутрь трубки. Источник давления подсоединяется к муфте, таким образом давление идет от источника через впускное отверстие и попадает в трубку.

При приложении давления трубка Бурдона приходит в движение. В зависимости от конструкции элемента и вида приложенного давления трубка стремится либо выпрямиться, либо свернуться спиралью. Правда, смещение наконечника при приложении давления незначительно, в большинстве случаев оно составляет не более одного сантиметра. При этом величина смещения наконечника пропорциональна величине приложенного давления. Манометр, с которым соединен наконечник, преобразует это небольшое смещение наконечника в движение стрелки, которое может быть считано. Манометры с трубкой Бурдона являются самыми распространенными измерительными приборами по причине своей низкой стоимости, универсальности и высокой надежности.

Диффузор Конфузор

Диффузор (в гидроаэродинамике) — часть канала (трубы), в которой происходит замедление (расширение) потока. При этом перепад статических давлений на диффузоре может быть меньше, чем на участке прямой трубы исходного сечения (см. [Формула Дарси — Вейсбаха](#)), т. е. его [коэффициент местного сопротивления](#) бывает отрицателен; однако при росте длины при постоянном [угле](#) раскрытия и при увеличении угла раскрытия диффузора может произойти отрыв потока от стенок (вблизи них образуются [вихри](#)), при этом коэффициент сопротивления диффузора очень сильно возрастает^[1].

Конфузор (от латинского coniundo — вливаю, распределяю, смешиваю) — профилированный сужающийся [канал](#), в котором [дозвуковая скорость](#) жидкости или газа возрастает в результате преобразования потенциальной энергии в кинетическую. В дозвуковой аэродинамической трубе (АТ) **К.онфузор** ус частью и часто [называют коллектором](#).

Движение воздуха в конфузоре характеризуется тем, что динамическое давление в нём в направлении движения потока увеличивается, а статическое — уменьшается. Увеличивается скорость течения жидкости или газа.

Скорости полёта

Путевая скорость – W - скорость полёта относительно земли. Измеряется радиотехническими методами, или вычисляется как векторная сумма истинной скорости полёта и скорости ветра. Применяется для навигационных расчётов.

Истинная скорость – $V_{ист}$ (TAS) - скорость полёта относительно воздуха (тонкая стрелка), её показания учитывают влияние сжимаемости воздуха. Применяется для навигационных расчётов.

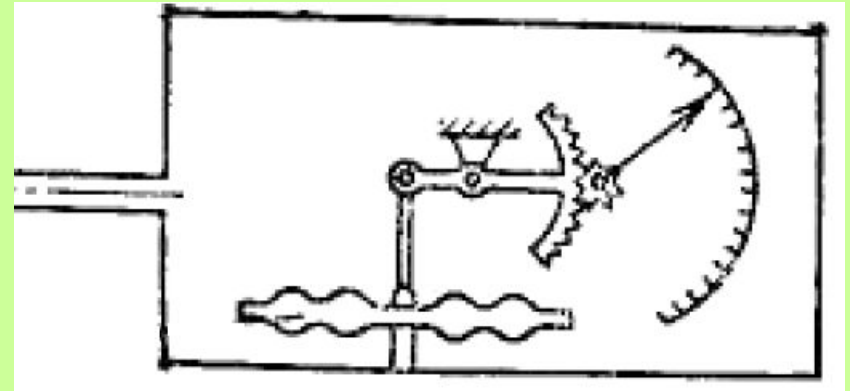
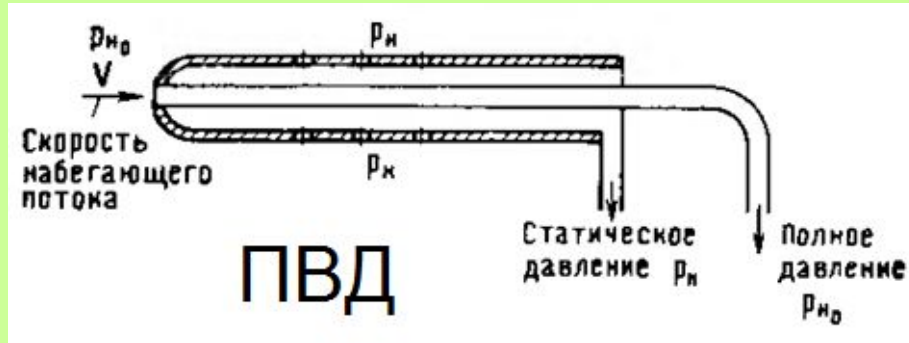
Приборная скорость $V_{пр}$ (IAS) - это скорость, отображающаяся на указателе скорости (широкая стрелка), точнее это разность между полным и статическим давлением. Применяется для пилотирования.

$$P_{\text{Полное}} - P_{\text{Н}} = \frac{\rho V^2}{2} = q$$

На высоте 12 000 м истинная скорость превышает приборную вдвое.

Измерение скорости

Измерение воздушных скоростей производится в указателе скорости посредством преобразования давлений, получаемых приёмником воздушных давлений (ПВД).



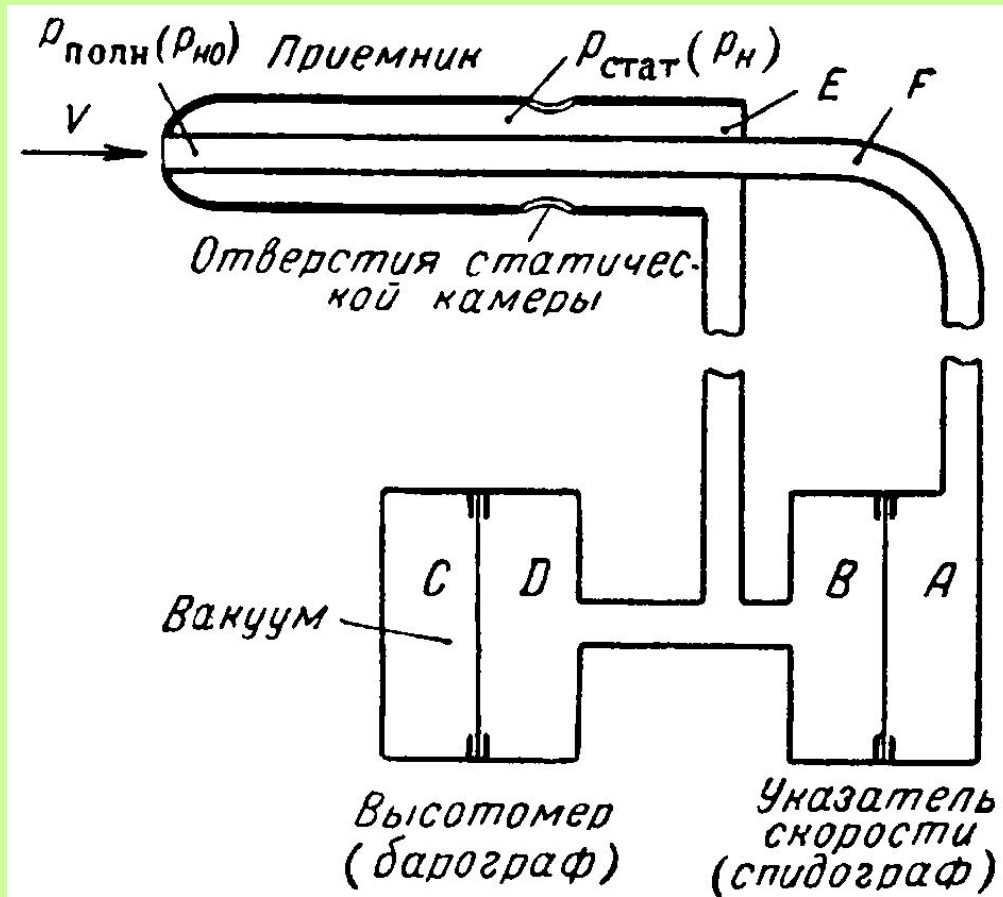
Как следует из уравнения Бернулли, для струйки тока, входящей в камеру полного давления,

$$P_{\text{Полное}} = P_{\text{н}} + \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

Во внутрь мембраны подаётся статическое давление $P_{\text{ст}}$. Таким образом деформация мембраны указателя скорости будет равна разности между полным и статическим давлениями, которая называется скоростным напором q :

$$P_{\text{Полное}} - P_{\text{ст}} = \frac{\rho V^2}{2} = q$$

Измерение скорости и высоты



$$V = \sqrt{\frac{2R_{уд} T P_{дин}}{P}}$$

$$T = T_0 \left(\frac{P}{P_0}\right)^{0,2}$$

$$V = \sqrt{2 R_{уд} \frac{k}{k-1} T_T \left[1 - \left(\frac{P_{дин}}{P} + 1\right)^{\frac{1-k}{k}}\right]}$$

T_T — температура заторможенного потока

Коллсман

Пауль Коллсман родился в 1900 году в Германии, в 1923-м эмигрировал в США, где на протяжении пяти лет работал механиком в Pioneer Instrument Co., подразделении компании Bendix, выпускавшей авиационные приборы. В 1928 году Коллсман уволился и основал компанию Kollsman Instrument Co. с капиталом в \$500.

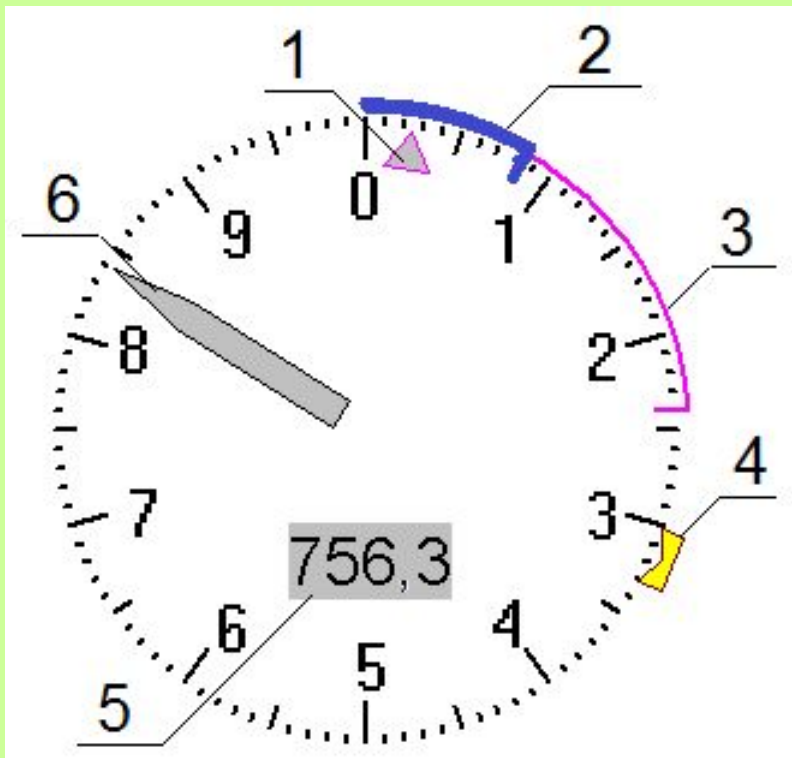
По его заказу одна из швейцарских часовых компаний изготовила механизм, который позволял измерять высоту с точностью до 1 м.

24 сентября 1929 года состоялся первый по-настоящему «слепой» полет: самолет под управлением лейтенанта Джеймса Дулиттла (того самого, который в 1942 году возглавил знаменитый рейд американских ВВС на Токио, а потом дослужился до генерала и командовал 18-й воздушной армией в Европе) взлетел и совершил 15-мильный облет по маршруту.

Кабина самолета была занавешена, и пилот ориентировался исключительно по приборам, одним из которых был барометрический альтиметр Коллсмана. Компания Kollsman и сегодня по-прежнему выпускает отличную авионику. А словосочетания Kollsman window (окошко для выставления давления на уровне аэродрома) и Kollsman number (само это давление) давно стали нарицательными среди англоязычных пилотов.

[Дмитрий Мамонтов. Полёт вслепую: как пилоты начали летать «по приборам». 2 декабря 2016 19:30 Статья опубликована в журнале «Популярная механика» ([№12, Декабрь 2008](#))].

Индикация высоты

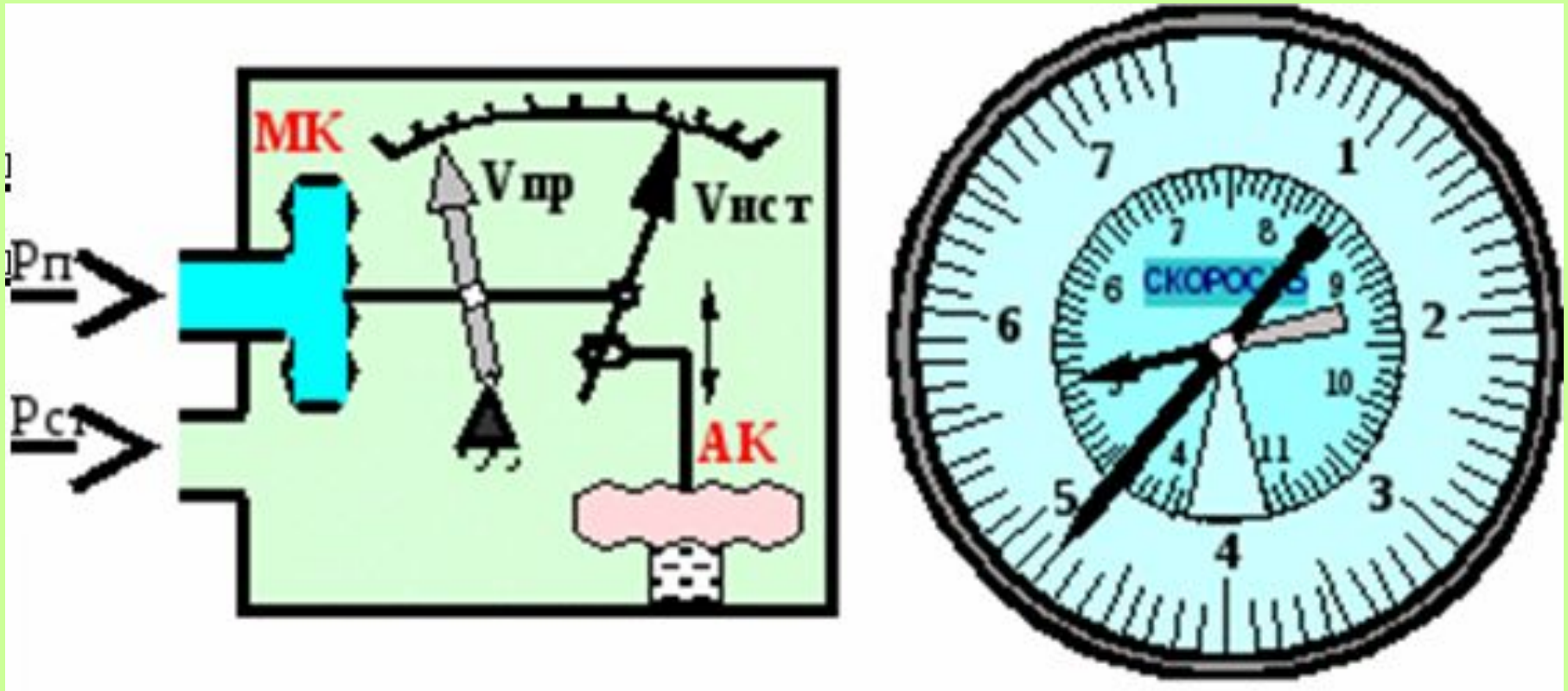


- 1 – индекс десятков метров радиовысоты;
- 2 - ленточка сотен метров баровысоты;
- 3 – ленточка метров радиовысоты;
- 4 – метка заданной высоты;
- 5 – окно Коллсмана;
- 6 – стрелка десятков метров барометрической высоты.



ВД-28

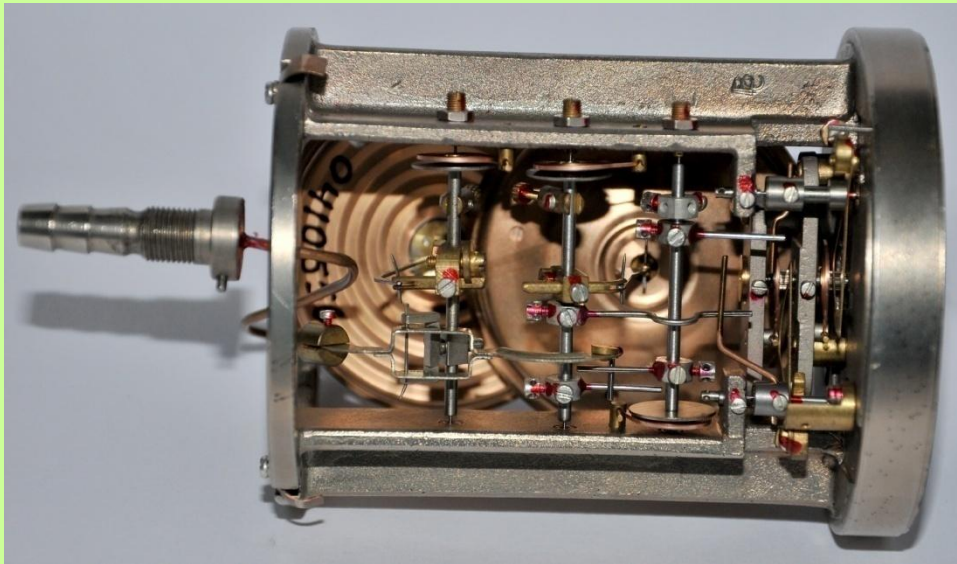
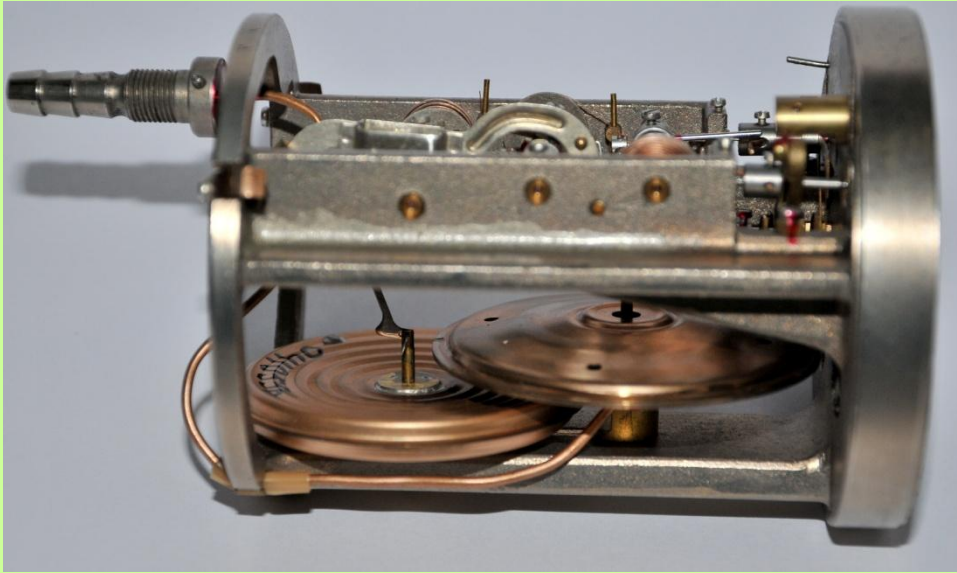
Комбинированный указатель скорости



$$P_{\text{Полное}} = P_H + \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

$$V_i = V_{i3} + \delta V_{сж} = V_{пр} + \Delta V_a + \delta V_{сж}$$

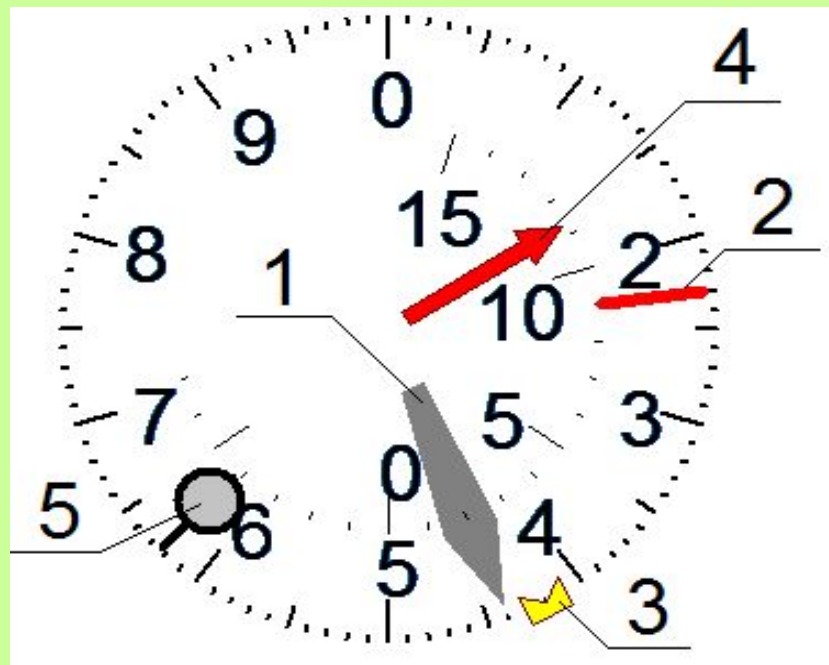
KYC-730-1100



Индикация скоростных параметров



Индикатор приборной скорости является манометром, измеряющим перепад давлений. Он проградуирован в единицах скорости из условий стандартной плотности воздуха.



- 1 – стрелка приборной скорости;
- 2 – стрелка перегрузки;
- 3 – индекс заданной скорости;
- 4 – стрелка угла атаки;
- 5 – стрелка числа М.

Тарировка указателя Vпр

При $M < 1$:

При нормальных условиях ($p_0 = 760$ мм рт. ст., $t_0 = 15^\circ \text{C}$)

$$q_{\text{сж}} = p_0 \left[\left(1 + \frac{\rho_0 V^2}{7p_0} \right)^{3,5} - 1 \right] =$$
$$= 760 \left[(1 + 0,13334 \cdot 10^{-6} V^2)^{3,5} - 1 \right] \text{ мм рт. ст.}, \quad (4.7)$$

При $M \geq 1$:

При полете на уровне моря ($p_H = p_0$) будем иметь

$$q_{\text{сж}} = p_0 \left\{ \frac{k+1}{2} \frac{\rho_0 V_i^2}{kp_0} \left[\frac{(k+1)^2 \frac{\rho_0 V_i^2}{kp_0}}{4 \frac{\rho_0 V_i^2}{p_0} - 2(k-1)} \right]^{\frac{1}{k-1}} - 1 \right\} =$$
$$= 760 \left[\frac{0,8584 \cdot 10^{-6} V^7}{(V^2 - 214277)^{2,5}} - 1 \right] \text{ мм рт. ст.}, \quad (4.13)$$

где V — в км/час.

Скорости полёта

Значение истинной скорости с учетом влияния фактической температуры воздуха и аэродинамической поправки называется **воздушной скоростью**. Разница между истинной и воздушной скоростями на высотах 9000. . . 12 000 м при числах М до 0,85 и температурах, отличных от стандартной на 10... 15°, составляет 20. . . 25 км/ч.

Если за величину плотности воздуха принять плотность воздуха у земли в стандартных условиях (МСА) ρ_0 , то мы получим индикаторную скорость V_i . Она совпадает с истинной скоростью только при полёте у земли в стандартных атмосферных условиях (МСА).

Если за величину плотности воздуха принять плотность воздуха на высоте полёта ρ_H , то мы получим истинную скорость $V_{ист}$.

Поскольку на мембранную коробку прибора действует разность давлений (а не плотностей), то расчёт скорости производится по сложным формулам, которые в приборе реализуются сложным вычислительным механизмом.

$$\frac{\rho_H V_{ист}^2}{2} = \frac{\rho_0 V_i^2}{2} = q \quad V_{ист}^2 = \frac{\rho_0}{\rho_H} V_i^2 = \frac{V_i^2}{\Delta} \quad V_{ист} = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}} \quad \Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$$

Δ – относительная плотность воздуха на высоте Н

[Ведров В.С., Тайц М.А. Лётные испытания самолётов. Обронгиз. 1951. 485 с.]

Индикаторная земная скорость

Индикаторная земная скорость V_{iz} соответствует разности между полным давлением и статическим давлением, и называется динамическим давлением или скоростным напором (q). Для получения полного давления набегающий воздушный поток задерживается в вынесенной вперёд трубке, называемой трубкой Пито. Статическое давление измеряется при помощи нескольких симметричных приёмников статического давления, расположенных под прямым углом к набегающему потоку воздуха. Полет с постоянной V_{iz} обеспечивает такое же аэродинамическое воздействие, как и на уровне моря.

[Байдаков В. Б., Клумов А. С. Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов: Учебник для учащихся авиационных техникумов. — М.: Машиностроение, 1979.— 344 с, ил.

М.Г. Котик, А.В. Павлов, И.М. Пашковский, Н.Г. Щитаев. Лётные испытания самолётов. М.: Машиностроение, 1968. — 425 с.]

V_{iz} – условная величина скорости, с которой должен был бы лететь самолёт на нулевой высоте при нормальных условиях для того, чтобы **сжимаемый** скоростной напор был бы равен фактическому [Дерябин В.А.]

$$V_{iz} = V_{пр} + \Delta V_a$$

Индикаторная скорость

Величину скорости, которую покажет идеальный указатель скорости при полёте со скоростью V при относительной плотности Δ , называют индикаторной скоростью.

[Ведров В.С., Тайц М.А. Лётные испытания самолётов. Оборонгиз, 1951, 485 с, стр. 67]

$$V_i = V_{ист} \sqrt{\Delta}$$

V_i – условная величина скорости, с которой должен был бы лететь самолёт на нулевой высоте при нормальных условиях для того, чтобы несжимаемый скоростной напор был бы равен фактическому [Дерябин В.А.]

При полёте на уровне моря (т. е. при $P_n = P_0 = 760$ мм рт. ст.) идеальный указатель скорости даёт всегда индикаторную скорость независимо от величины температуры.

$$V_i = V_{i3} + \delta V_{сж} = V_{пр} + \Delta V_a + \delta V_{сж}$$

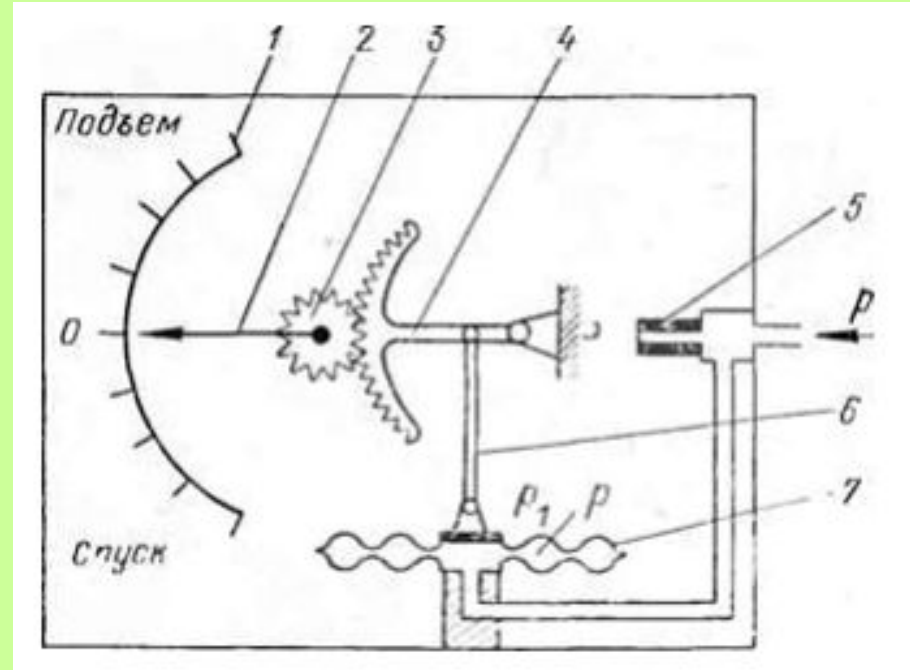
Воздух – сжимаемая среда. Поэтому воздух сжатый внутри приёмника полного давления будет иметь повышенную плотность. Особенно это проявляется на больших скоростях полёта и ведёт к погрешностям индикации. Индикаторную скорость получают из индикаторной земной скорости путём введения поправки на сжимаемость.

Измерение вертикальной скорости



ВАР-75

Прибор-убийца



Принципиальная схема вариометра
1 – шкала; 2 – стрелка; 3 – трибка;
4 – трубчатый сектор; 5 – капилляр;
6 – тяга; 7 – манометрическая
коробка.

Приборы - убийцы



Вариометр



ДА-30

BP-10



Аэродинамические поправки

ПВД

Любой приёмник всегда стоит на ЛА, отдельные части которого возмущают основной поток, вследствие чего в показания приёмников необходимо вводить дополнительные поправки на искажение местного давления. Эти поправки в практике лётных испытаний получили наименование аэродинамических.

Аэродинамические поправки ΔV_a возникают из-за ошибок измерения **статического давления**. Определяются в лётных испытаниях.

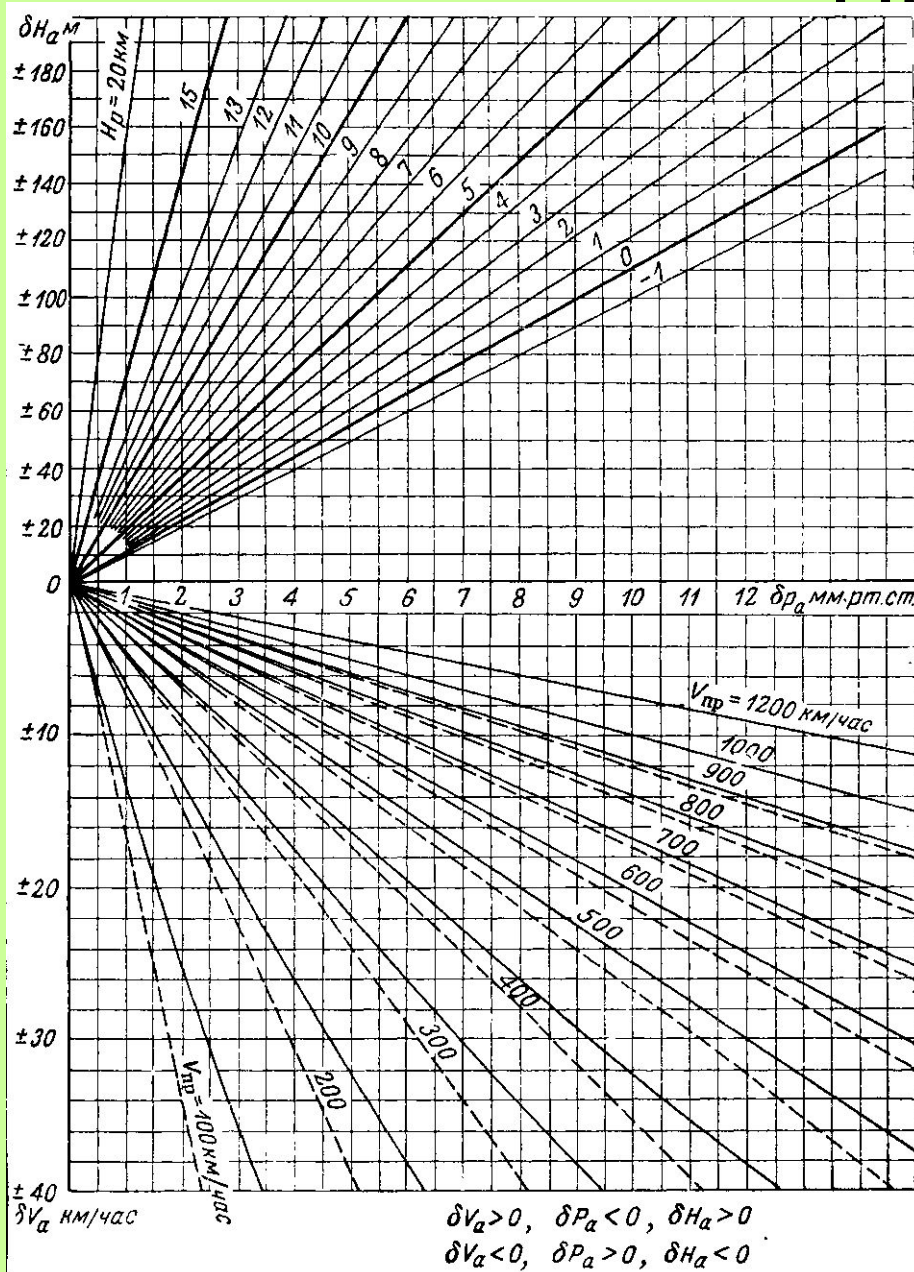
Полное давление воспринимается приёмником ~~без искажений~~ и ошибки получаются только вследствие неправильной регистрации статического давления. Но при этом, естественно, давление P_H и индикаторная скорость V_i могут быть измерены неверно и в них необходимо внести поправки δP_a и δV_a :

$$\delta V_a = V_{из} - V_{пр.испр.}; \quad \delta P_a = P_H - P_{пр.испр.},$$

где $V_{пр.испр.}$ и $P_{пр.испр.}$ - скорость и давление, фактически замеренные точными приборами.

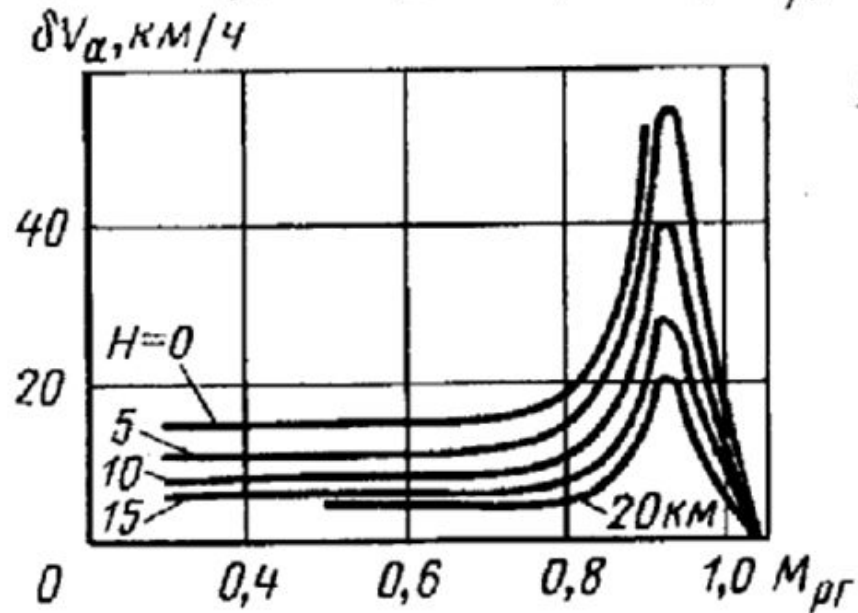
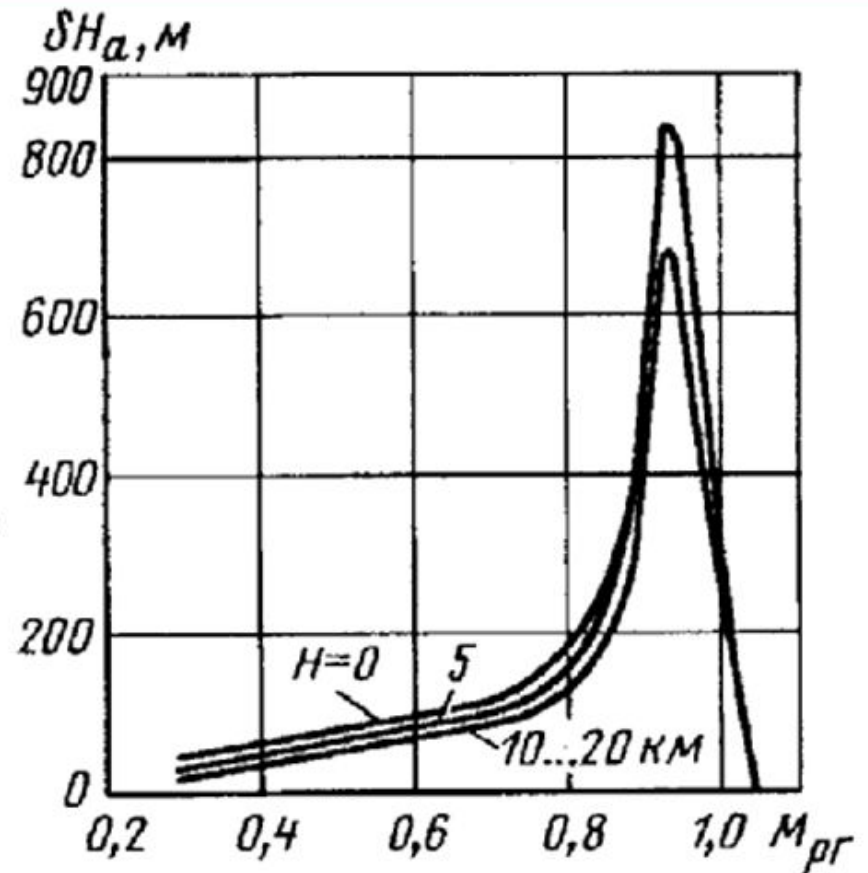
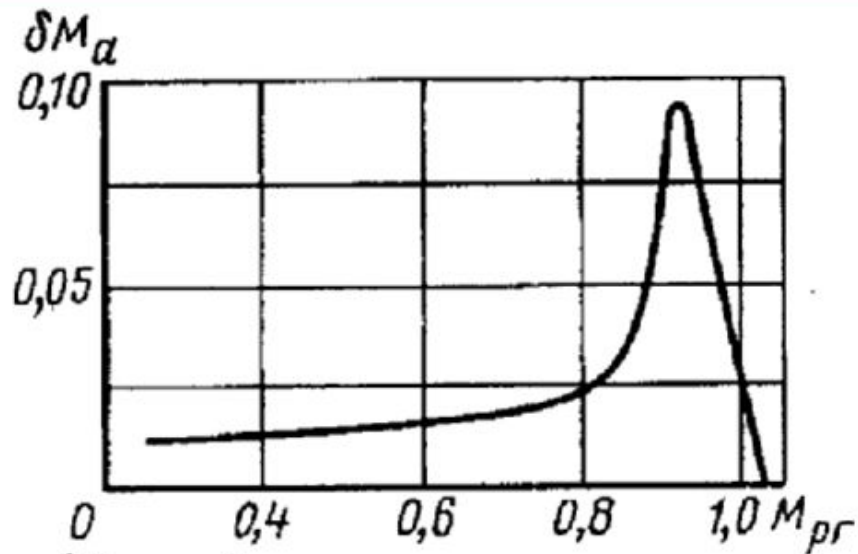
Аэродинамические поправки к указателю скорости и высотомеру однозначно связаны между собой, что даёт возможность определять в полёте одну из этих поправок, а другую вычислять. В соответствии с этим можно наметить два типа тарировок: при барометрическом методе непосредственно определяются поправки к высотомеру и вычисляются поправки к указателю скорости, при методе мерного километра и других аналогичных ему определяются поправки к указателю скорости, а поправки к высотомеру вычисляются.

Аэродинамические поправки ПВД



Номограмма для вычисления
аэродинамических поправок к
скорости и высоте

Поправки ПВД



Поправка на сжимаемость

При давлении $P_H \neq P_0$ индикаторная скорость V_i отличается от индикаторной земной $V_{i3'}$, причём она зависит от P_H т. е. от барометрической высоты. Разность $\delta V_{сж} = V_i - V_{i3'}$ называется поправкой на сжимаемость.

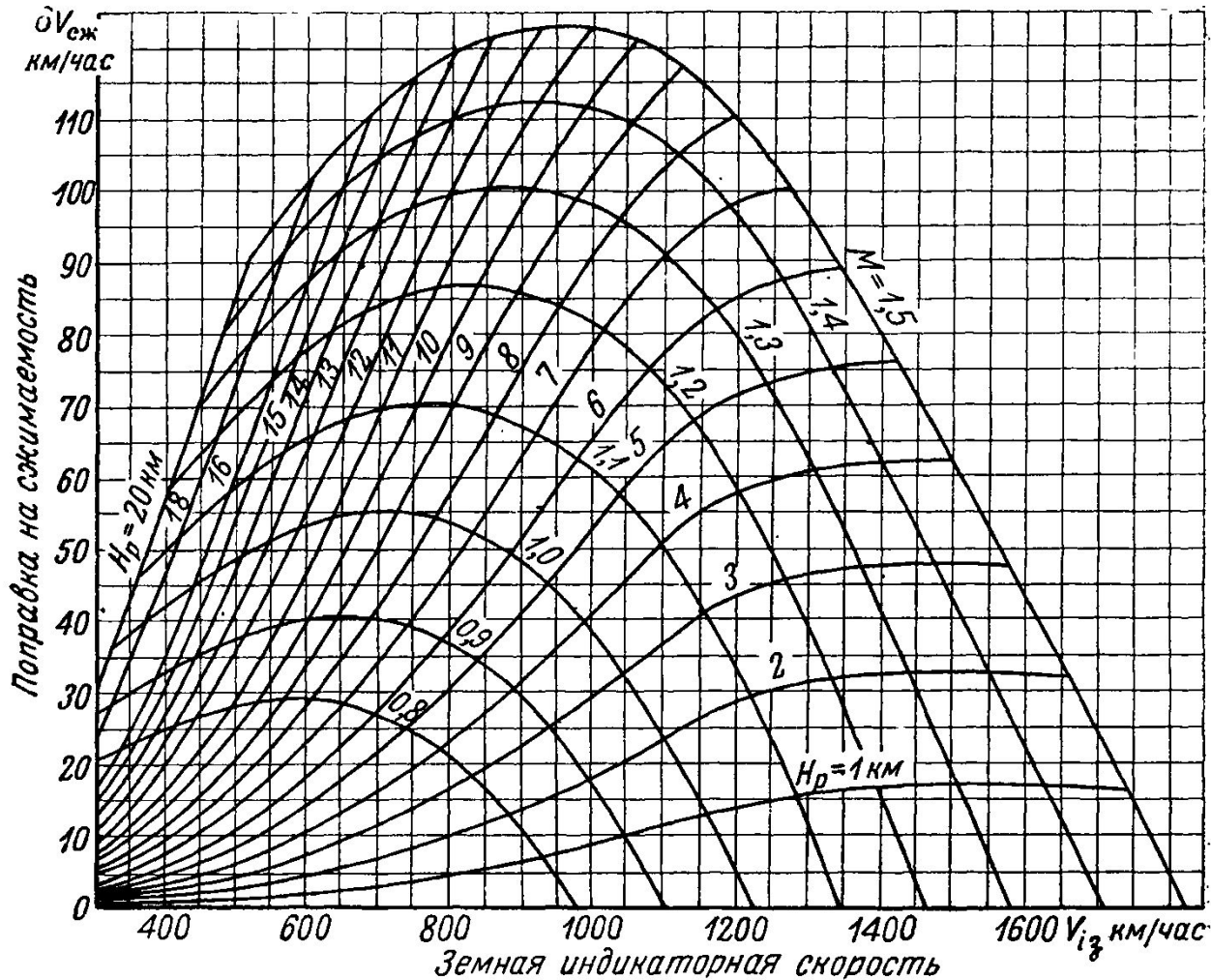
Заметим, что традиционный термин «поправка на сжимаемость» не совсем точен. Фактически наибольшая доля поправки на сжимаемость учитывается уже при калибровке и тарировке указателей скорости, величина же $\delta V_{сж}$ представляет не всю поправку на сжимаемость, а только разность этих поправок при полёте на одной и той же скорости V_{i3} на высоте и на уровне моря.

Заметим, что поправка $\delta V_{сж}$ всегда отрицательна при $P_H < P_0$. Иначе говоря, идеальный указатель скорости всегда показывает не индикаторную, а несколько завышенную скорость $V_{пр}$ (IAS). Этим объясняются частые недоразумения, когда лётчик уверен, что достиг в полёте большей скорости, чем это было в действительности.

Если даже указатель скорости и высотомер работают идеально, то и в этом случае необходимо, во-первых, вводить поправку на сжимаемость, а затем вычислять истинную скорость относительно воздуха. Фактически приборы работают не идеально и приходится вводить ещё ряд поправок.

[Ведров В.С., Тайц М.А. Лётные испытания самолётов. Оборонгиз. 1951. 484 с, стр. 70 - 74]

Поправка на сжимаемость



Номограмма для определения поправки на сжимаемость $\delta V_{сж}$.

Ни в дозвуковой, ни в сверхзвуковой областях нет необходимости вводить поправку на сжимаемость для статического давления, — поправка относится только к полному давлению (поэтому поправка на сжимаемость не относится к высотомеру).
Определяется по таблицам и номограммам.

Поправка $\delta V_{сж}$ всегда отрицательна при $P_H < P_0$.

СВС

Датчики СВС обеспечивают точность измерения давления 0,03 – 0,04 мб и стоят на авиационном рынке порядка 50 тысяч долларов за один датчик.

Группы датчиков давления: потенциометрические, индуктивные, емкостные, вибрационно-частотные, компенсационные, тензометрические.

Резонансный принцип измерения давления

Сенсор представляет собой монокристаллическую кремниевую мембрану специальной конструкции, на которой методом эпитаксиального наращивания сформированы два резонатора Н-образной формы. Мембрана закреплена на стеклянной подложке, разность давлений от внешних разделительных мембран датчика передается на сенсор через силиконовое масло. Резонаторы находятся в поле постоянного магнита, и каждый из них подключен в качестве частотно-задающего элемента в цепь обратной связи генератора переменного напряжения. За счет пьезоэлектрического эффекта, которым обладает кремний, напряжение на одной паре контактов резонатора преобразуется в его деформацию, а затем обратно в напряжение на другой паре контактов. В результате в цепи генерируется синусоидальное переменное напряжение на собственной частоте резонатора, поскольку он обладает очень высокой добротностью.

Дифференциальный резонансный сенсор позволяет одновременно измерять сразу три величины: разность давлений, статическое давление и температуру.

Номенклатура скоростей

V_s – приборная скорость срыва (IAS) – минимальная скорость, определяемая началом срыва (сваливания) при заданных конфигурации, полётном весе и режиме работы двигателей.

V_{s_0} – приборная скорость срыва (IAS) при посадочном положении механизации крыла.

$V_{МК}$ – скорость, соответствующая коэффициенту подъёмной силы самолёта, при котором отношение $\frac{\text{коэфф.} \cdot \text{подъёмной} \cdot \text{силы}}{\text{коэфф.} \cdot \text{лобового} \cdot \text{сопротивл}}$ является максимальным

V_{NO} ($V_{MЭ}$) – максимальная приборная скорость (IAS) в эксплуатации для длительных полётов.

V_{NE} (V_{MD}) – максимальная приборная скорость (IAS) при экстренном снижении для кратковременных режимов полёта.

M_{MO} ($M_{MЭ}$) – максимальное число M в эксплуатации для длительных режимов полёта.

D – параметр, зависящий от располагаемой взлётной дистанции и располагаемой дистанции прерванного взлёта.

R – параметр, зависящий от располагаемой дистанции разбега и располагаемой дистанции прерванного взлёта. [8068]

Время затрачиваемое на взлет-посадку самолета, составляет максимум 1-2% от общего времени полета.

По данным ИКАО на эти режимы приходится 60% общего количества поломок, аварий и катастроф гражданских самолетов.

Угол атаки



Stall is only an AOA problem

Датчики угла атаки



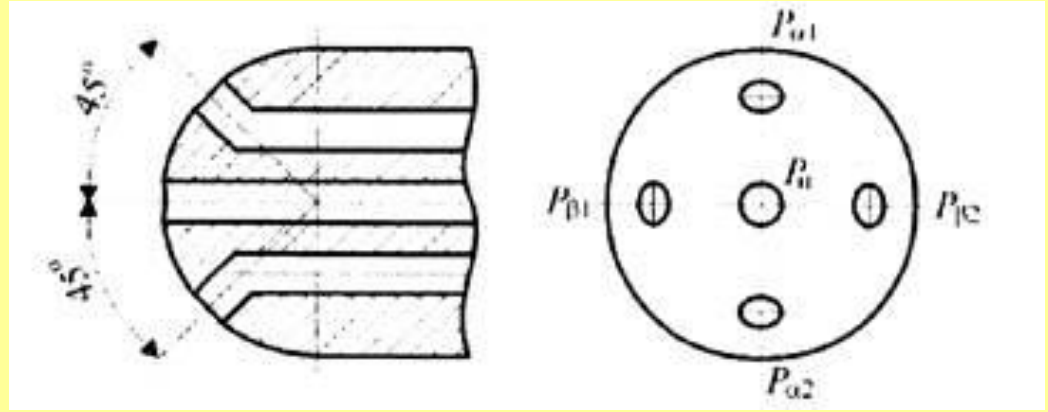
Флюгерный датчик угла атаки. Размещение ДАУ-Ф на ракете К-73

Американские компании Michigan Aerospace, Ophir Corporation и Optical Air Data Systems (OADS) разработали и испытали прототипы бортовых лазерных датчиков (публикация [Aviation Week](#), август 2016).

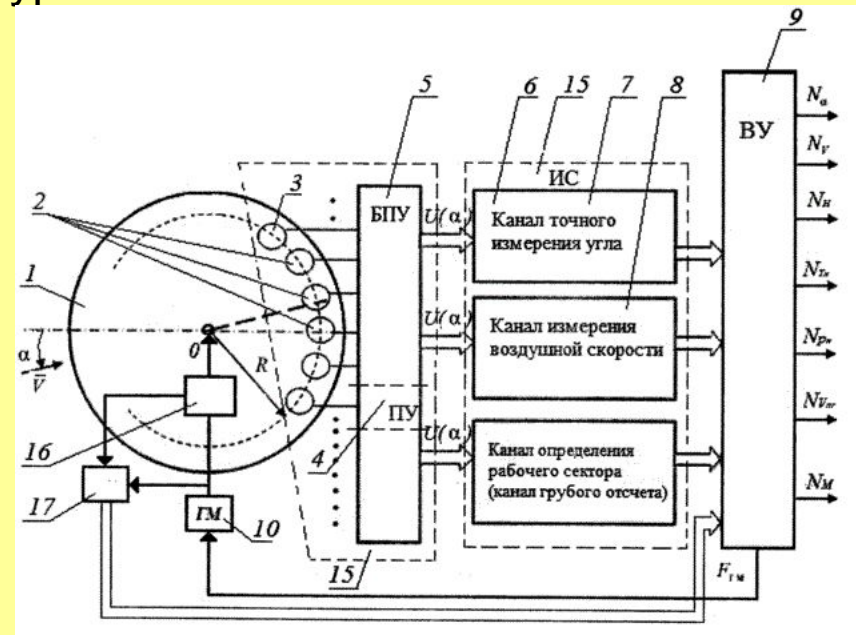
Датчики угла атаки



Обогреваемый ПВД Garmin с пневматическим датчиком угла атаки и регулятором обогрева



Полусферический (пневматический) ДУАС для Бурана



Меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости. Патент РФ 2445634

Сигнализация α доп.



Турбулизатор на передней кромке, перед элероном, на самолёте L-29

Поперечная балансировка



Категории самолётов в зависимости от скорости захода на посадку

Критерием, учитываемым при классификации самолетов по категориям, является приборная скорость пересечения порога ВПП (V_{at}), в 1,3 раза превышающая скорость сваливания V_{so} или в 1,23 раза превышающая скорость сваливания V_{s1g} в посадочной конфигурации при максимальной сертифицированной посадочной массе. Если имеются оба значения скорости V_{so} и V_{s1g} , в качестве V_{at} используется более высокое значение.

Подлежащая учету посадочная конфигурация определяется эксплуатантом или изготовителем самолета.

Далее в настоящем документе категории воздушных судов обозначаются следующими буквенными индексами:

- категория А - приборная скорость (IAS) менее 169 км/ч (91 уз);
- категория В - IAS 169 км/ч (91 уз) или более, но менее 224 км/ч (121 уз);
- категория С - IAS 224 км/ч (121 уз) или более, но менее 261 км/ч (141 уз);
- категория D- IAS 261 км/ч (141 уз) или более, но менее 307 км/ч (166 уз);
- категория E- IAS 307 км/ч (166 уз) или более, но менее 391 км/ч (211 уз);
- категория Н - см. п. 1.3.10 "Вертолеты".

[Doc 8168]

Категории самолётов в зависимости от скорости захода на посадку

| Категория | A | B | C | D | E |
|-------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| Впр. км/час | Менее 169 | 169 - 224 | 224 - 261 | 261 - 307 | 307 - 391 |

Минимумы посадки ЛА при использовании различных посадочных СИСТЕМ

| Тип - Категория ЛА | ПСП | РСП+ОСП | ОСП |
|-------------------------|-----------|----------|-----------|
| Ил-62,86, Ту-154 - D | 100×1 200 | | 150×2 500 |
| Ил-18, Ан-12 - D | 80×1 000 | | 100×1 500 |
| Ил-76- C | 100×1 200 | | 120×1 800 |
| Ту-134, Як-42 - C | 80×1 000 | | 100×1 500 |
| Ан-24, 26, 30, Як-40- B | 50×700 | 80×1 000 | 100×1 500 |
| Л-410-А | 60×800 | | 80×1 200 |
| Ил-14 - А | 40×500 | 60×800 | 80×1 200 |
| Ан-28-А | — | 60×800 | 80×1 200 |
| Ми-6 | 60×600 | | 80×800 |

Скорости на взлёте

V_{CG} ($V_{MЭР}$) – минимальная эволютивная приборная скорость (IAS) на разбеге – наименьшая скорость, при которой обеспечивается управляемость и выдерживается направление движения по ВПП при внезапном полном отказе критического двигателя на разбеге и взлётном положении закрылков, управляемость обеспечивается только отклонением рулей и элеронов.

$V_{МСА}$ ($V_{MЭВ}$) – минимальная эволютивная приборная скорость (IAS), при которой обеспечивается управляемость самолёта и выдерживается направление движения при наборе высоты после взлёта с полностью неработающим критическим двигателем и взлётном положении механизации крыла, управляемость обеспечивается только отклонением рулей и элеронов при угле крена на более 5° .

V_1 – приборная скорость (IAS) принятия решения – наибольшая скорость на разбеге, при которой в случае отказа критического двигателя возможно как безопасное прекращение взлёта в пределах располагаемой длины ВПП, так и продолжение взлёта.

V_R ($V_{П}$) – приборная скорость (IAS), при которой командир корабля отклоняет штурвал «на себя», чтобы оторвать колёса носовой ноги шасси от ВПП для вывода самолёта на взлётный угол атаки.

При поднятом НК сопротивление увеличивается. При максимальном качестве $C_x = 2 C_{x0}$.

V_2 – безопасная приборная скорость (IAS) взлёта – наименьшая скорость, при которой допускается начальный набор высоты. (в случае продолженного взлёта с неработающим двигателем)

Рекомендации лётчику

Самый главный прибор на самолёте — указатель угла атаки и перегрузки

1. Не летайте на больших углах атаки без крайней необходимости (за бесплатно).
2. Немедленные действия в полёте требуются редко, но к ним нужно быть готовым всегда. Выпишите их и заучите наизусть. Это, как минимум:
 - пожар;
 - помпаж;
 - опасная вибрация;
 - разгерметизация кабины.
3. Будьте готовы прекратить взлёт по любому поводу. Лучше быть наказанным, чем мёртвым. Наказание временно, а смерть – навсегда.
4. «Пролетите» весь полёт на земле. Летите впереди самолёта.
5. Используйте всю длину ВПП для взлёта.
6. Избегайте неожиданных для себя и экипажа действий. Экспромт хорош тогда, когда он хорошо подготовлен.
7. Лучше пять лишних раз спросить, чем один раз начудить.
8. Садясь в кабину, посмотрите, где находится аварийный тормоз, стоп-кран, и обогрев ПВД, потрогайте их.
9. Избегайте полётов на самолётах с боковыми ручками управления.

Взлёт



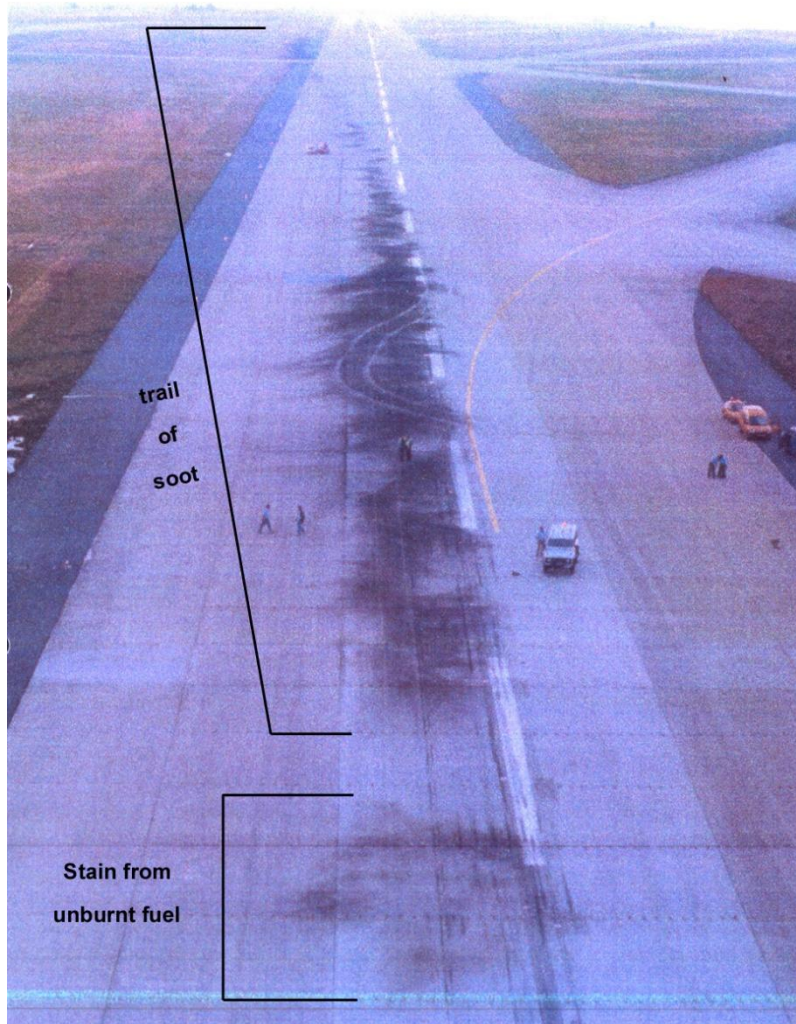
Прилёт



Менталитет – не записано в инструкции – что **делать?**



Менталитет – не записано в инструкции



25 июля 2000 года «Конкорд», набрал скорость 280 км/ч. Лётчики, видимо, что-то услышали, но сначала не поняли, что происходит. Самолёт промчался по полосе ещё около 450 м и начал отрыв. Перед самым отрывом повреждённая тележка шасси снесла габаритный фонарь на левой кромке ВПП.

Фрагмент покрышки, ударивший в крыло самолёта, вызвал повреждение обшивки и утечку топлива из бака №5. Ещё один фрагмент покрышки перебил электропровод и вызвал короткое замыкание. Вытекающий из бака керосин тут же воспламенился от искры и стал причиной срабатывания пожарной сигнализации двигателя №2 и его отключения экипажем. Впоследствии двигатель №1 «задохнулся» от горячих газов, не смог дальше работать в нормальном режиме и отключился.

Высоты полёта

Высота полёта - общий термин, означающий расстояние по вертикали от определенного уровня до воздушного судна.

Высота истинная - высота, определяемая от точки на земной (водной) поверхности, расположенной непосредственно под объектом измерения, до этого объекта.

Барометрической H_b называется высота, измеряемая относительно изобарической поверхности атмосферного давления, установленного в окне Колсманна.

QFE - Q-code Field Elevation – давление воздуха у торца ВПП.

Высота относительная - высота, определяемая от выбранного уровня до объекта, относительно которого производится измерение.

QNH – Q-code Nautical Height - давление воздуха, приведенное к уровню моря (Кронштадт). Высота абсолютная - высота, определяемая относительно уровня моря, выбранного за начало отсчета.

QNE – Q-code Nautical Elevation – давление атмосферное стандартное - установленное значение давления 1013,25 гектопаскаля (760 мм ртутного столба или 1013,25 мбар). Высота эшелона.

[ФЕДЕРАЛЬНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА ПОЛЁТОВ В ВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ 2002 года № 136 / 42 / 51]

QNH – установка на земле шкалы давлений высотомера для получения превышения [doc 8168]

Высота по плотности

Высота по плотности (density altitude) H_{Δ} — высота по стандартной атмосфере, на которой плотность воздуха равна фактической плотности в условиях полёта.

Both an increase in [temperature](#), decrease in [atmospheric pressure](#), and, to a much lesser degree, increase in [humidity](#) will cause an increase in density altitude. In hot and humid conditions, the density altitude at a particular location may be significantly higher than the true altitude.

Плотность воздуха уменьшается не только при подъёме на высоту, но и при увеличении температуры на той же высоте полёта. Попав в такие условия, самолёт оказывается как бы на более большой высоте, по условиям полёта.

Эту высоту называют «большой высотой по плотности воздуха» (high density altitude). Это такая высота, на которой в стандартной атмосфере будет такая же плотность воздуха, какая сейчас существует на более низкой высоте, но при температуре выше стандарта.

Так пилот самолёта, взлетающего в жару с равнинного аэродрома, должен понимать, что характеристики у самолёта будут, как будто он взлетает с горного аэродрома (расположенного на большей высоте).

Температурная методическая

$$\text{Поправка} = H \times \left(\frac{15 - t_0}{273 + t_0 - 0,5 \times L_0 \times (H + H_{SS})} \right)$$

где

H – относительная высота;

$t_0 = t_{\text{аэр}} + L_0 \times h_{\text{аэр}}$ – температура на аэродроме, приведённая к уровню моря;

$L_0 = 0,0065$ °/м;

H_{SS} – превышение места установки высотомера (=0);

$t_{\text{аэр}}$ – температура на аэродроме;

$h_{\text{аэр}}$ – превышение аэродрома. [doc 8168]

$$\Delta H = \frac{(t_{RW} - 15) \cdot H}{300}$$

[Кораблин В.И., Черный М.А. Воздушная навигация. Издание 4. М.:

Транспорт, 1991.]

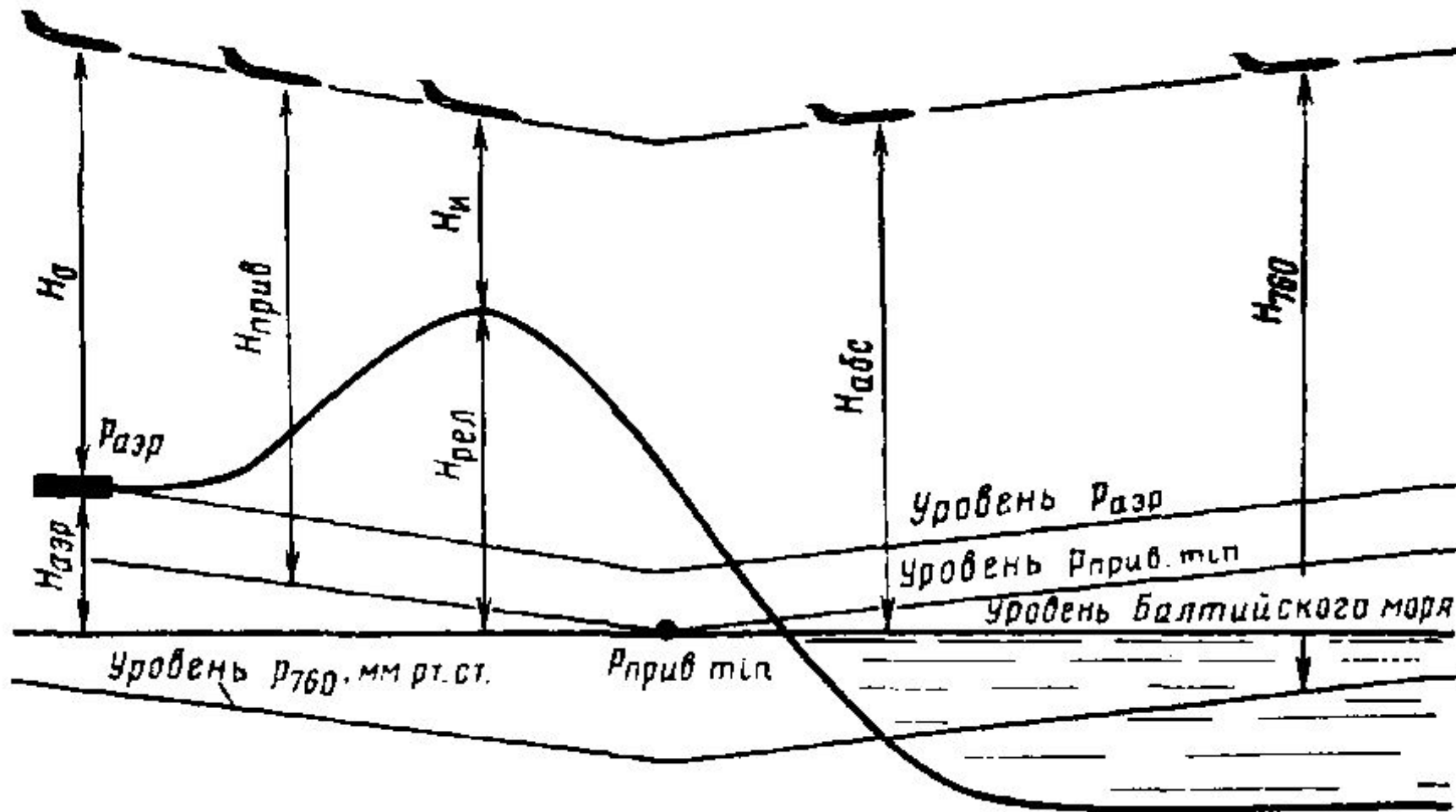
Барическая ступень в МСА

| Высота, м | Барическая ступень | | Высота, фут | Барическая ступень | |
|--------------|--------------------|-------|----------------|--------------------|---------|
| | м/мм рт. ст. | м/гПа | | фут/мм рт. ст. | фут/гПа |
| 0 | 11,1 | 8,3 | 0 | 36,5 | 27,3 |
| 100 | 11,2 | 8,4 | 300 | 36,6 | 27,4 |
| 200 | 11,2 | 8,4 | 600 | 36,7 | 27,5 |
| 300 | 11,3 | 8,4 | 900 | 36,9 | 27,7 |
| 400 | 11,3 | 8,5 | 1200 | 37,0 | 27,8 |
| 500 | 11,3 | 8,5 | 1500 | 37,2 | 27,9 |
| 600 | 11,4 | 8,6 | 1800 | 37,4 | 28,0 |
| 700 | 11,5 | 8,6 | 2100 | 37,5 | 28,2 |
| 800 | 11,5 | 8,6 | 2400 | 37,7 | 28,3 |
| 900 | 11,6 | 8,6 | 2700 | 37,9 | 28,4 |
| 1000 | 11,6 | 8,7 | 3000 | 38,1 | 28,5 |
| 1100 | 11,7 | 8,8 | 3300 | 38,2 | 28,7 |
| 1200 | 11,8 | 8,8 | 3600 | 38,4 | 28,8 |
| 1300 | 11,8 | 8,9 | 3900 | 38,5 | 28,9 |
| 1400 | 11,9 | 8,9 | 4200 | 38,7 | 29,0 |
| 1500 | 11,9 | 8,9 | 4500 | 38,9 | 29,2 |
| 1800 | 12,1 | 9,1 | 5400 | 39,4 | 29,6 |
| 2000 | 12,2 | 9,2 | 6000 | 39,7 | 29,8 |

Барическая ступень на уровне моря:

11,1 м/м.рт.ст. = 8,25 м/гПа = 27,3 тьфут/гПа

Высоты полёта

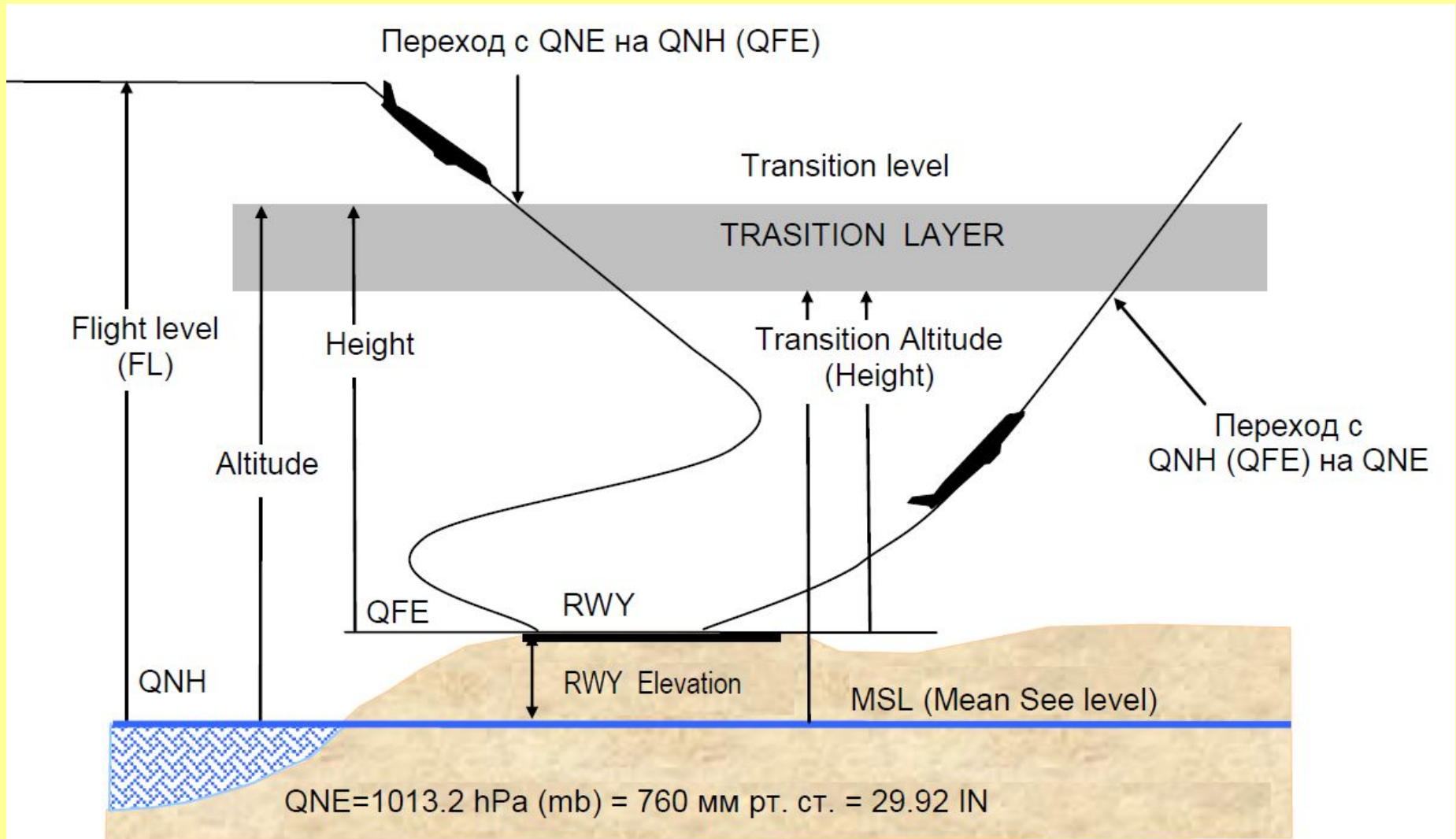


1 атм = 1,0332 кг/см² = 10 332 кг/м² = 10 м вод. ст. = 735,6 мм.рт.ст.

$$P \frac{\text{кг}}{\text{см}^2} = \frac{P \text{ мм.рт.ст.}}{735,6}$$

[Ведров В.С., Тайц М.А. Лётные испытания самолётов. Оборонгиз. 1951. 485 с, стр. 18]

Высоты и уровни отсчёта



При заходе на посадку до высоты 60 м. высоту отсчитывают по барометрическому высотомеру, ниже 60 м. – по радиовысотомеру (Катастрофа польского Ту-154 под Смоленском).

ВЫСОТЫ И УРОВНИ ОТСЧЁТА

Давление QFE измеряют на земле, давление QNH вычисляют на земле. Температурную методическую поправку вычисляет экипаж по данным о температуре, полученным с земли.

Обе эти поправки к измеренным величинам давления и температуры на аэродроме следует вычислять на земле, передавать экипажу по радио высоты пролёта контрольных ориентиров, для взлёта и захода на посадку давление 1013,2 Гпа в окне Колсмманна на одном из высотомеров не переставлять, на другом использовать давление QFE.

[Александров В.К. Нужна ли абсолютная высота полёта. – М.: Проблемы безопасности полёта, №10, 2017]

Приборы



АУАСП



Футомер

FLIGHT OPERATIONS

JOHN E. CASHMAN

DIRECTOR

FLIGHT OPERATIONS

BOEING COMMERCIAL AIRPLANES GROUP

BRIAN D. KELLY

TECHNICAL FELLOW

FLIGHT CREW OPERATIONS INTEGRATION

BOEING COMMERCIAL AIRPLANES GROUP

BRIAN N. NIELD

MANAGER

AERODYNAMICS ENGINEERING

BOEING COMMERCIAL AIRPLANES GROUP

OPERATIONAL USE

OF ANGLE OF ATTACK

ON MODERN COMMERCIAL JET AIRPLANES

Angle of attack (AOA) is an aerodynamic parameter that is key to understanding the limits of airplane performance. Recent accidents and incidents have resulted in new flight crew training programs, which in turn have raised interest in AOA in commercial aviation. Awareness of AOA is vitally important as the airplane nears stall. It is less useful to the flight crew in the normal operational range. On most Boeing models currently in production, AOA information is presented in several ways: stick shaker, airspeed tape, and pitch limit indicator. Boeing has also developed a dedicated AOA indicator integral to the flight crew's primary flight displays.

An independent AOA indicator is being offered as an option for the 737, 767-400, and 777 airplanes. The AOA indicator can be used to assist with unreliable airspeed

indications as a result of blocked pitot or static ports and may provide additional situation and configuration awareness to the flight crew.

October 2000, No. 12

АП-25

8.2.2.6. На экранах КПИ и КИНО, кроме перечисленного в 8.2.2.4 и 8.2.2.5 должна индицироваться следующая параметрическая и сигнальная информация:

- текущий угол атаки с индикацией допустимого угла атаки и сигнализацией его достижения на самолете, **не имеющем естественных или искусственных признаков, предупреждающих о приближении к сваливанию;**
- нормальная перегрузка с индикацией максимальной эксплуатационной перегрузки и сигнализации ее достижения на самолете, имеющем ограничения по нормальной перегрузке.

Число М

Безразмерное отношение скорости потока V к скорости звука a называется числом Маха.

$$M = \frac{V}{a}$$



Для измерения числа М делят ход мембранной коробки на ход анероидной коробки.

[Прилепский В.А. Авиационные приборы. Самара. Издательство Самарского университета, 2016]

Эрнст Мах (нем. *Ernst Mach*, 18 февраля 1838, Брюнн, Австро-Венгрия, ныне Брно, Чехия — 19 февраля 1916, Мюнхен, Германия) — австрийский физик, механик и философ-позитивист.

С 1881 года Мах занимался вопросами газовой динамики (одним из основоположников которой он считается^[21]). Он изучал аэродинамические процессы, сопровождающие сверхзвуковое движение тел; открыл и исследовал процесс возникновения ударной волны. В этой области именем Маха назван ряд величин и понятий: число Маха, конус Маха, кольца Маха и др.

Звук

Звук – это «слабые» волны давления, которые распространяются в атмосфере сферически от своего источника.

Скорость звука $a = \sqrt{kRT} = 20,0463\sqrt{T}$

$$K = 1,4$$

$$R = 28,97 \text{ г/моль} = 286,9 \text{ Дж/(кг*К)}$$

Число Маха

- Число Маха представляет собой отношение силы инерции к силе давления, действующих на выделенный объём газа:

$$\frac{\Delta R}{\Delta P} = \frac{\rho \cdot l^2 \cdot V^2}{P \cdot l^2} = \frac{k \cdot V^2}{a^2}$$

- Сжимаемость:

$$\frac{P}{\rho} = \frac{a^2}{k} = R \cdot T$$

Отношение сил $\frac{\Delta R}{\Delta P}$ пропорционально $\frac{V^2}{a^2} = M^2$

Число М – мера сжимаемости

- В абсолютно несжимаемой среде скорость звука $a = \infty$. Тогда при любой скорости потока в несжимаемой среде $M = 0$. Чем больше сжимаемость среды, тем скорость звука меньше (число М больше).
- При движении воздуха, обтекающего самолёт, процессы сжатия и расширения воздушных частиц настолько быстротечны, что теплообмен между частицами практически не успевает осуществиться. Такой процесс, называемый адиабатическим, характеризуется обязательным повышением температуры при сжатии и понижением при расширении. Эти отклонения температуры в известной мере препятствуют изменениям плотности под влиянием изменений давления.
- Для воздуха сжимаемость при адиабатическом процессе оказывается хуже, чем при изотермическом, в 1,4 раза и зависит только от температуры:

$$\frac{\Delta P}{\Delta \rho} = \frac{1}{1,4 \cdot 286 \cdot T}$$

Сжимаемость воздуха

- Пример. Сжимаемость воздуха для адиабатического процесса при стандартных условиях у земли, где $T = 288^\circ \text{K}$:

$$\frac{\Delta P}{\Delta \rho} = \frac{1}{1,4 \cdot 286 \cdot 288} \text{сек}^2/\text{м}^2, 8,65 \cdot 10^{-6}$$

т. е. прирост плотности при адиабатическом сжатии составляет $8,65 \cdot 10^{-4} \text{ кг сек}^2/\text{м}^2$ на $1 \text{ кг}/\text{м}^2$ повышения давления.

В стратосфере, где $T = 216,5^\circ \text{K}$:

$$\frac{\Delta P}{\Delta \rho} = \frac{1}{1,4 \cdot 286 \cdot 216,5} \text{сек}^2/\text{м}^2, 1,5 \cdot 10^{-6}$$

т. е. больше, чем у земли, на 33%,

Заметим, что подсчёт сжимаемости по формуле (1.04) дает правильные результаты лишь при слабых изменениях давления, когда температура изменяется очень мало и под T можно понимать исходную температуру воздуха. При сильном же сжатии или расширении пришлось бы в формулу подставлять некоторую среднюю температуру (между начальной и конечной) и результат получился бы иной. Легко увидеть, что при сильном сжатии за счёт повышения средней температуры процесса сжимаемость уменьшается, а при сильном расширении увеличивается по сравнению со сжимаемостью при слабых изменениях давления.

- [Аронин Г. С. Практическая аэродинамика. Военное издательство М. О. СССР. Москва/1962]

Измерение числа М

На заданной барометрической высоте (т. е. при заданном давлении P_H) число М зависит только от индикаторной V_i или земной индикаторной скорости V_{iz} .

Это положение весьма полезно и удобно в методическом отношении, так как даёт возможность определить число М полёта только по показаниям указателя скорости (спидографа) и высотомера (барографа), между тем как для определения истинной скорости нужно ещё знать температуру воздуха.

Число М зависит от отношения полного и статического давления по уравнениям Бернулли (для дозвуковых скоростей) и Релея (для сверхзвуковых скоростей).

$$M = \frac{V}{a} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_{дин}}{P_H} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

Так как число М зависит непосредственно не от давления P_H , т. е. от высоты, а от отношения давлений $\frac{P_{дин}}{P_H}$, то ясно, что в показания указателя числа М не нужно вводить поправки на сжимаемость.

В последнее время получили распространение приборы, непосредственно показывающие число М.

[Ведров В.С., Тайц М.А. Лётные испытания самолётов. Оборонгиз. 1951. 485с, стр. 77]

Измерение числа М

$$\frac{p_{H0}}{p_H} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad \text{при } M \leq 1;$$

$$\frac{p_{H0}}{p_H} = \frac{k+1}{2} M^2 \left[\frac{(k+1)^2 M^2}{4kM^2 - 2(k-1)} \right]^{\frac{1}{k-1}} \quad \text{при } M \geq 1.$$

Подставляя $k=1,4$, получим

$$\left. \begin{aligned} \frac{p_{H0}}{p_H} &= (1 + 0,2 M^2)^{3,5} \quad \text{при } M \leq 1; \\ \frac{p_{H0}}{p_H} &= \frac{166,92 M^7}{(7 M^2 - 1)^{2,5}} \quad \text{при } M \geq 1. \end{aligned} \right\} \quad (4.17)$$

[Ведров В.С., Тайц М.А. Лётные испытания самолётов. Оборонгиз. 1951. 485с, стр. 77]

Величина скоростного напора $q_{сж}$ может быть измерена с помощью манометрической коробки, а атмосферное давление P_H – с помощью анероидной коробки. Механизм прибора осуществляет деление хода манометрической коробки на ход анероидной коробки.

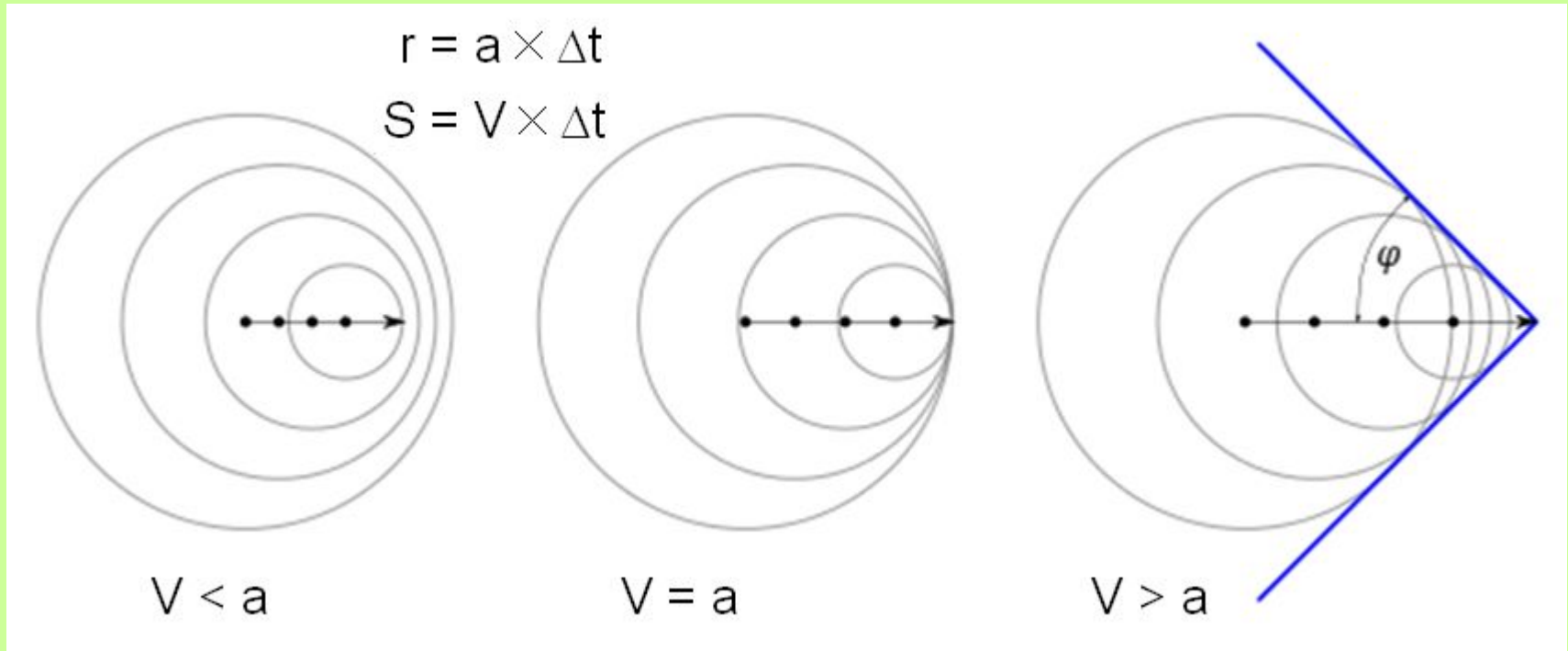
[Котик М.Г., Павлов А.В., Пашковский М.Г., Щитаев Н.Г. Лётные испытания самолётов. «Машиностроение». Москва. 1968. 425с, стр. 44]



Температура торможения потока

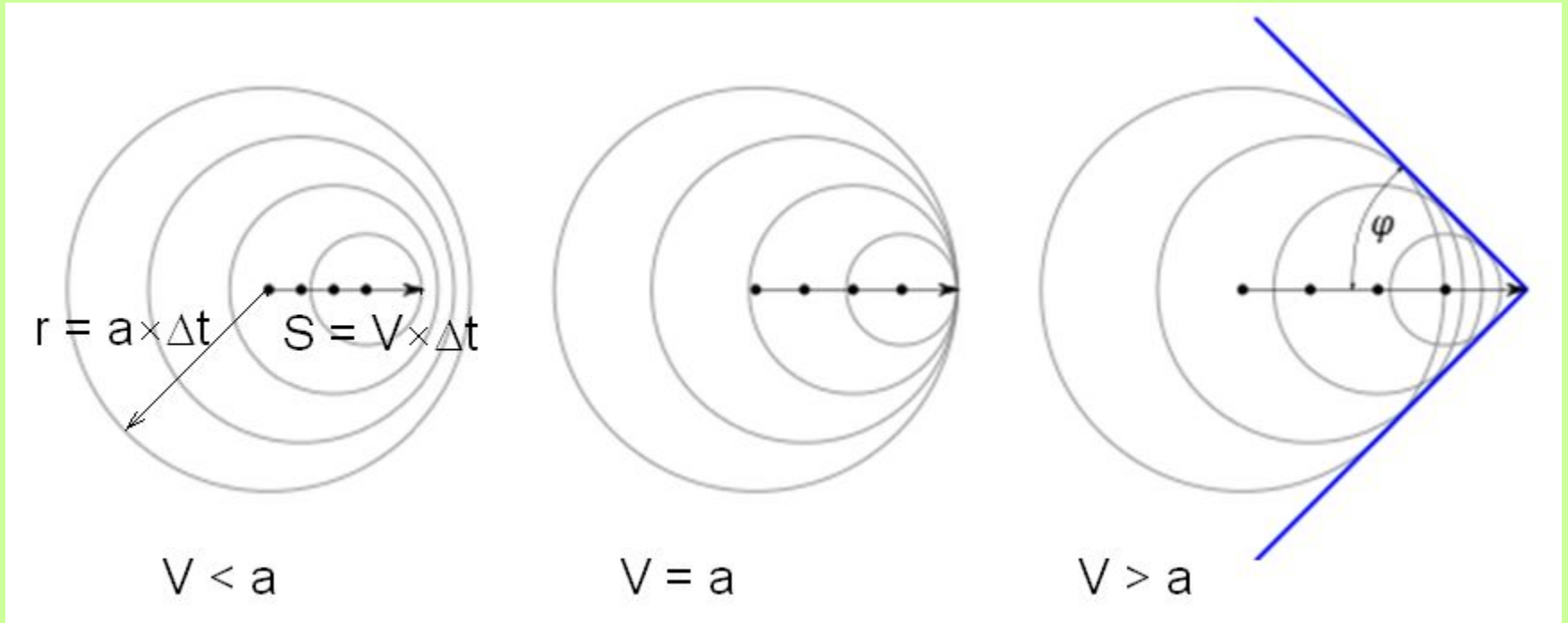
$$T^* = T_H \cdot (1 + 0,2 \cdot M^2)$$

Конус Маха



Возмущение, созданное телом, когда оно находилось в точке 0 достигло сферической поверхности радиуса r . Тело за это время прошло путь S .

Конус Маха



Конус Маха

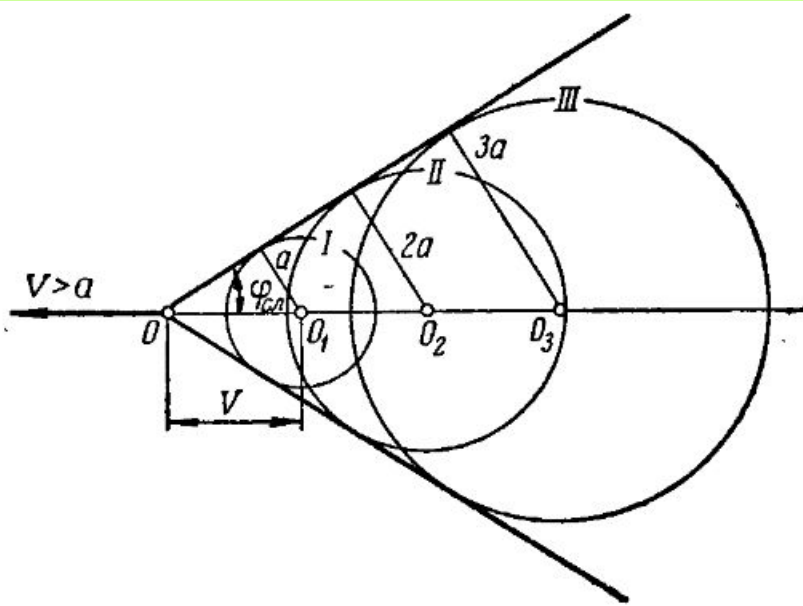


Рис. 1.10. Образование границы слабых возмущений (конуса Маха) при сверхзвуковом движении

Возмущение, создаваемое телом в данное мгновение (рис. 1.10), находится в той же точке, где и тело. Возмущение, «отправленное» из точки O_1 одну секунду тому назад, распространилось во все стороны на расстояние, равное скорости звука (сферическая поверхность I). Возмущение, созданное телом в точке O_2 две секунды тому назад, достигло уже сферической поверхности II, возмущение трехсекундной давности представляется сферой III и т. д.

Можно показать бесчисленное множество промежуточных сферических поверхностей — все они не выйдут за пределы конуса, у которого угол $\angle \varphi_{сл}$ зависит только от числа M и определяется по формуле

$$\sin \varphi_{сл} = \frac{1}{M}$$

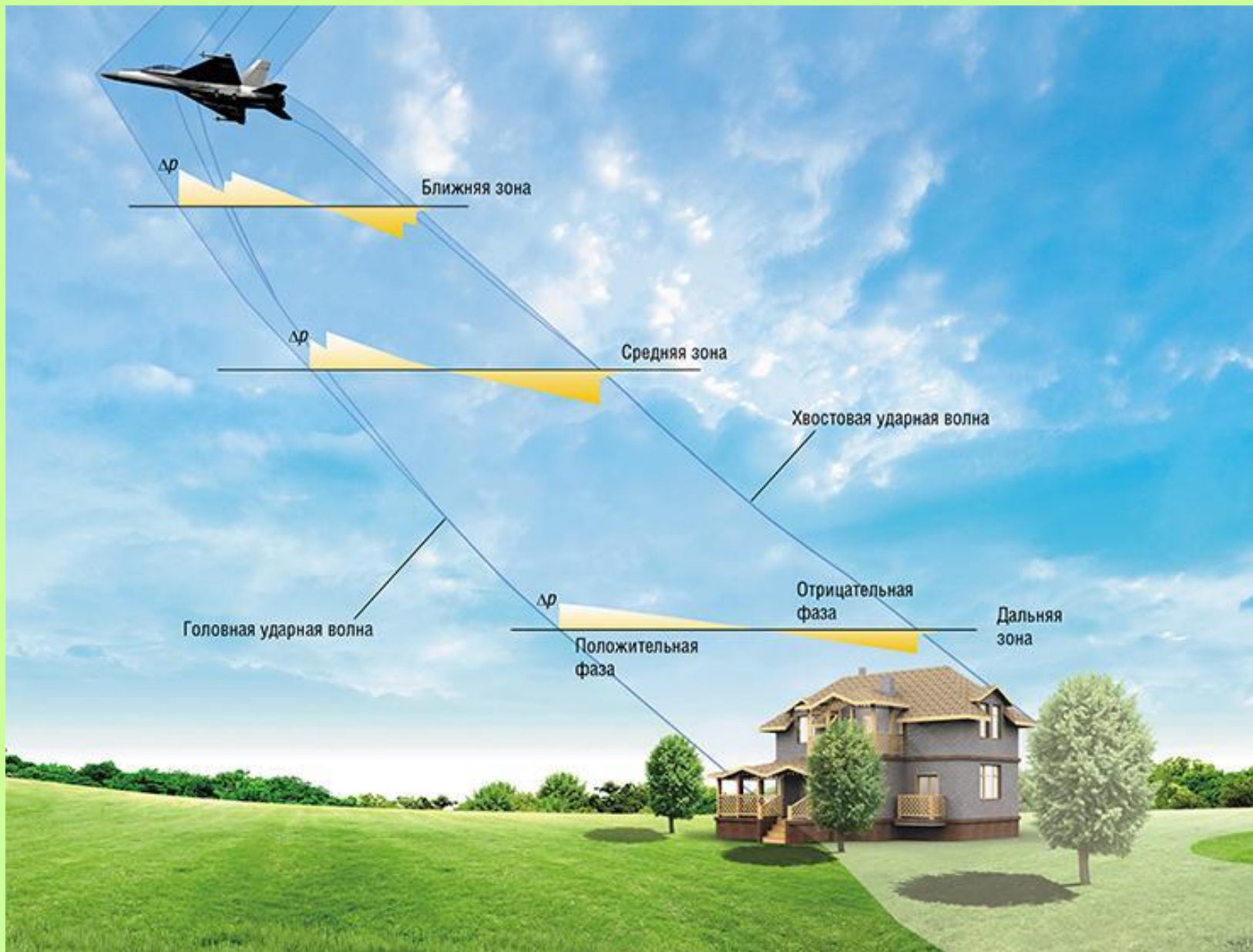
Вне конуса возмущений нет.

Мкр

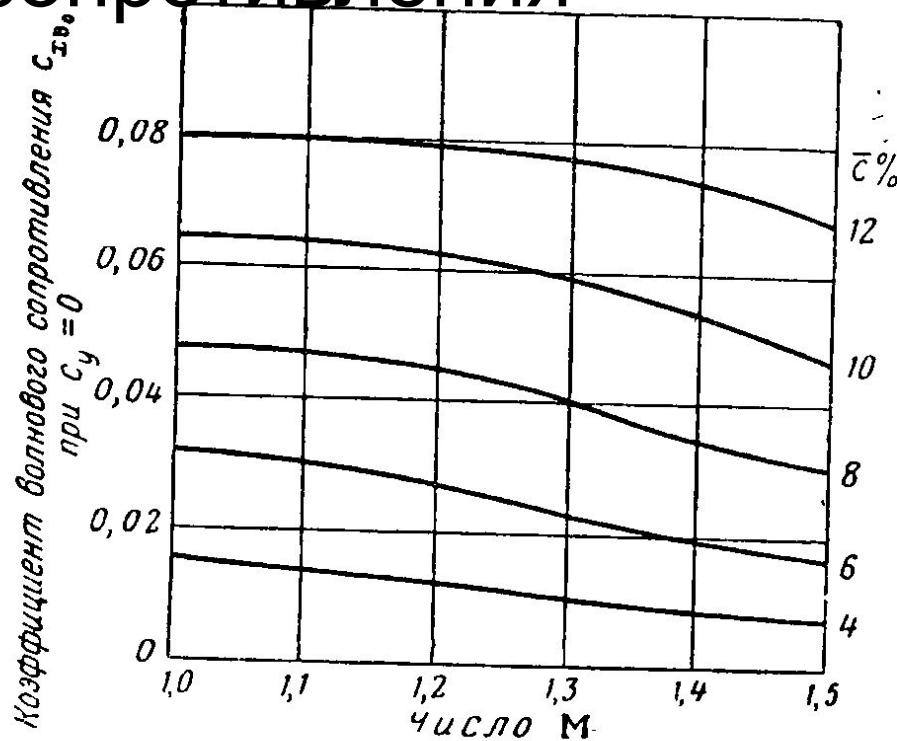
Число M , соответствующее скорости набегающего потока, при которой местная скорость в какой-либо точке поверхности тела (обычно возле точки максимальной толщины профиля крыла) впервые достигает скорости звука, называется *критическим числом* M . При докритических числах M основным источником лобового сопротивления является трение; при закритических числах M (если числа M не слишком велики) большая часть лобового сопротивления приходится на волновое сопротивление.

После возникновения волнового кризиса коэффициент лобового сопротивления c_a при дальнейшем увеличении числа M интенсивно возрастает вследствие появления нового вида лобового сопротивления — **волнового сопротивления**. Коэффициент подъемной силы при неизменном угле атаки в этих условиях начинает ~~резко~~ убывать, в результате чего при числах M , превышающих $M_{кр}$, аэродинамическое качество самолета **значительно** ухудшается. Так как критическое число $M_{кр}$ тем меньше, чем больше разрежение на поверхности крыла, то при полете с большими значениями **C_u** из-за увеличения разрежения на верхней поверхности крыла критическое число M уменьшается, что усугубляет все явления, связанные со сжимаемостью воздуха.

Звуковой удар

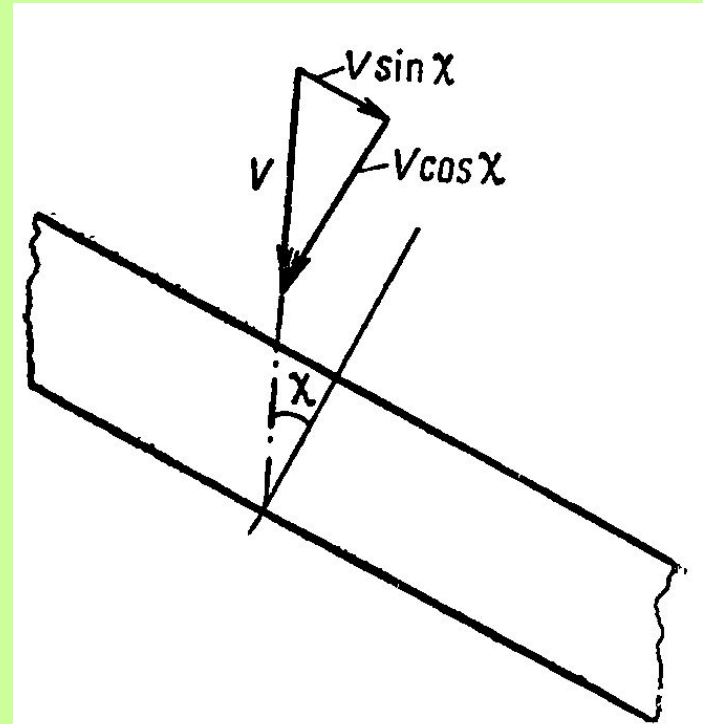


Методы уменьшения волнового сопротивления



Фиг. 4. II. К определению коэффициента $C_{x вол}$ крыла в области трансзвуковых скоростей полета.

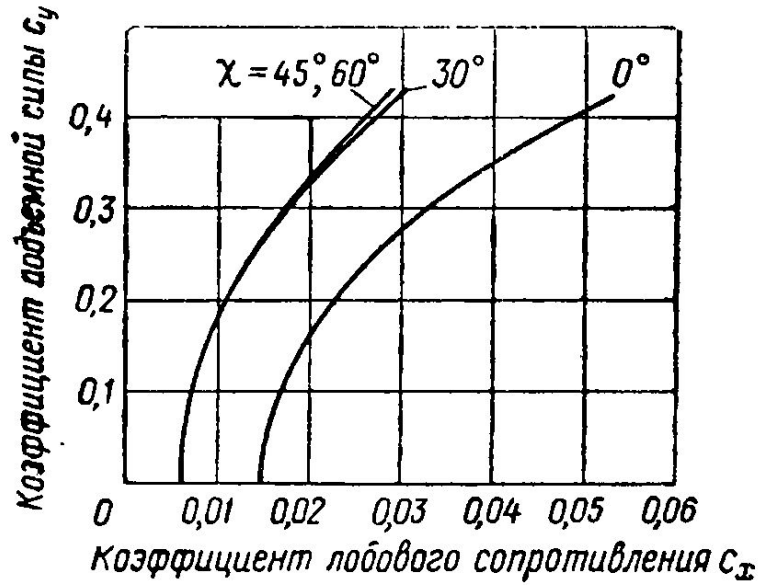
Очевидным средством снижения волнового сопротивления является **уменьшение относительной толщины профиля \bar{c} крыла.**



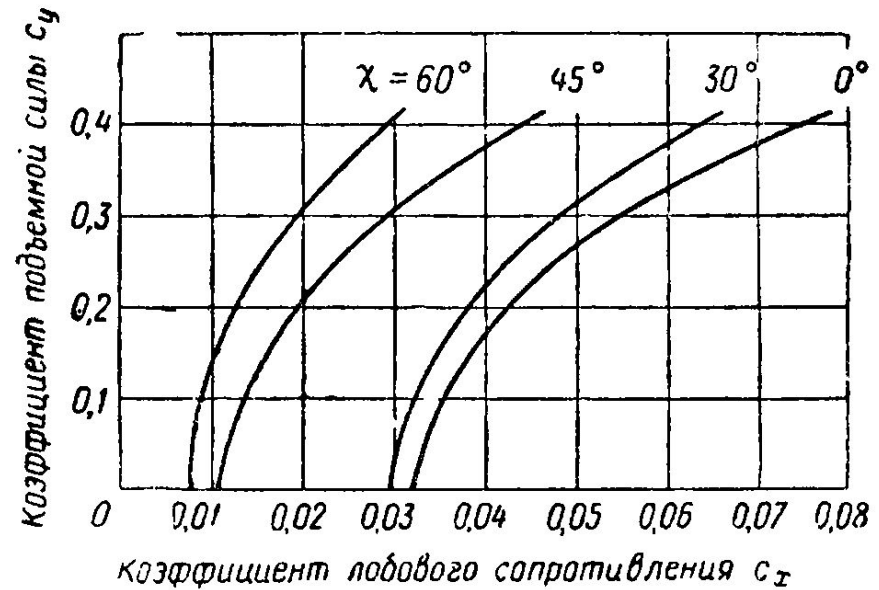
Фиг. 6. II. Обтекание тонкого крыла потоком, вектор скорости которого направлен под углом χ к направлению хорды крыла.

Другим средством уменьшения волнового сопротивления крыла является **придание крылу стреловидной формы в плане.**

Методы уменьшения волнового сопротивления



Фиг. 7. II. Поляры крыльев различной стреловидности при $M=0,8$.

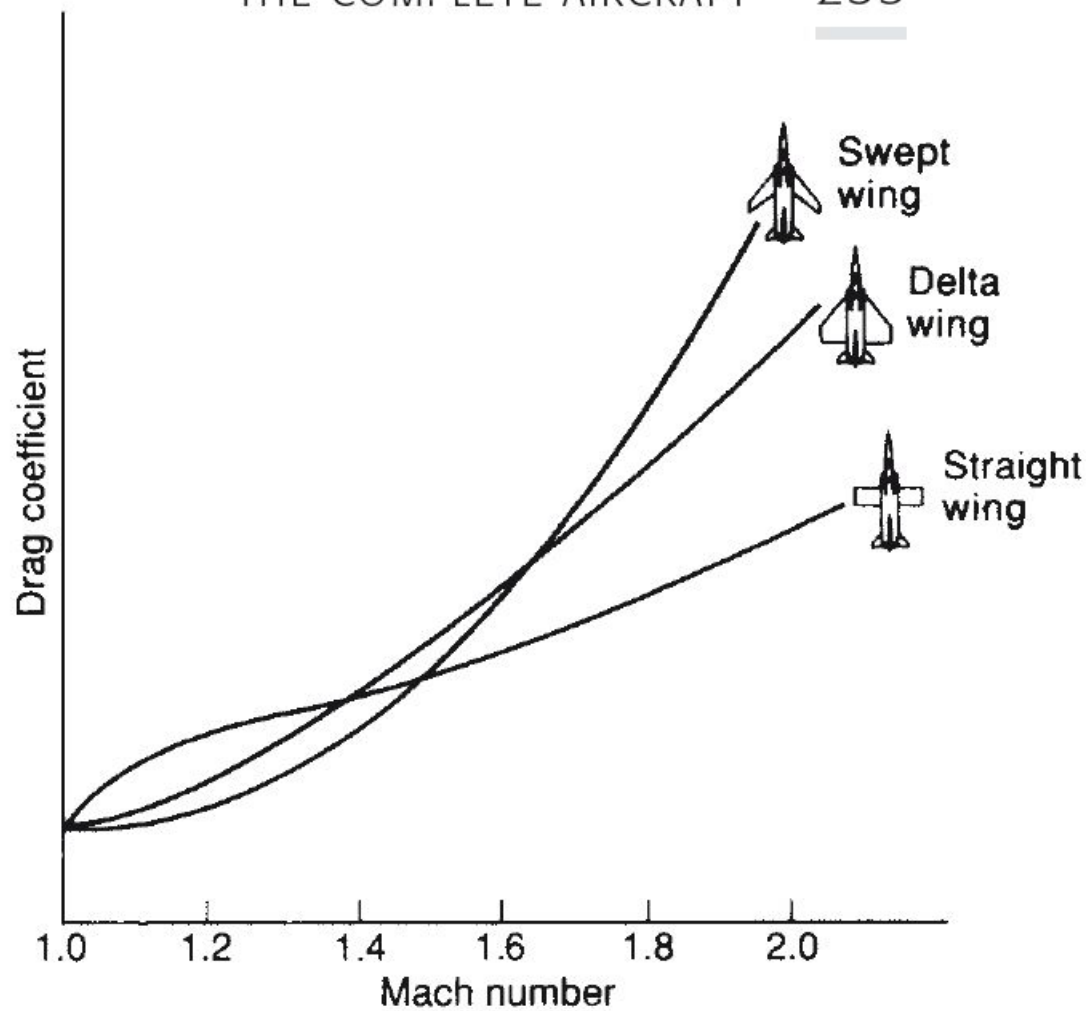


Фиг. 8. II. Поляры крыльев различной стреловидности при $M=1,2$.

Методы уменьшения волнового сопротивления

СОПРОТИВЛЕНИЯ

THE COMPLETE AIRCRAFT 235



8.17 Effect of planform on drag

Методы уменьшения волнового сопротивления



Fig. 8.8 Unswept wing for supersonic flight

In supersonic flight the unswept wing of the F-104 is relatively efficient, but in subsonic flight, the highly loaded razor-thin wing gives poor handling, and a high stall speed. Like the Lightning, it was designed as a high performance interceptor at a time when almost total reliance was placed on air-to-air missiles.

Manoeuvrability and dog-fight capability were considered of little importance
(Photo by N. Cogger)



Fig. 8.18 Configuration for Mach 3

The SR-71 used lifting fuselage chines as well as a highly swept delta wing

Правило площадей



- Это было самое начало пятидесятых (1953), период скоростной эйфории, ВВС США выдали заказ на новый истребитель-перехватчик. Конкурс выиграла фирма Convair и начала создавать чудо техники по всем правилам: ... даже организацию производства внедрили авангардную, названную «сэндвичной», когда без изготовления прототипа производство предсерийных образцов шло фактически в параллель с проектированием. ВВС тоже вошли в раж и ещё до каких-либо испытаний выдали заказ на 50 самолётов.
- Построили на Конвере (отделение корпорации «Дженерал Дайнемикс») самолёт

Начали на нём летать (а тем временем на заводах трудятся в три смены, ещё строят), а он звуковой барьер не переходит хоть ты тресни. $M=0,95$ и как в стену. ВВС посмотрели на это дело и говорят: мы, пожалуй что, заказ-то отзовём, забивались на сверхзвуковой, а у вас тут что? Нет нужды говорить, что для уважаемой фирмы Convair это означало гибель столь же гарантированную, сколь и позорную, в мегазаказ было вложено всё, что было.

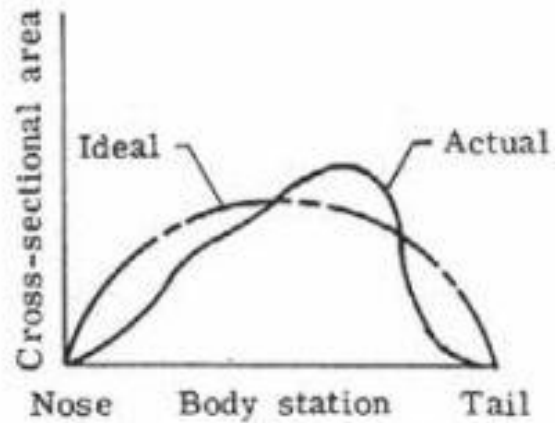
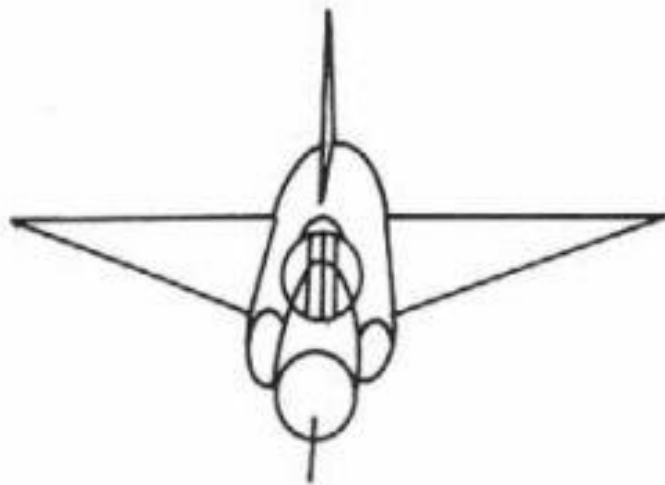
Ричард Уиткомб

- И тут проходит наполовину слушок, наполовину секретный циркуляр, что в [исследовательском центре им. Лэнгли](#) один молодой инженер по имени [Ричард Уиткомб](#) придумал странный способ борьбы с волновым сопротивлением на сверхзвуке. Поехали в Хэмптон, шт. Вирджиния, инженер показал, что у него получается при продувках, выглядело это как-то стремновато, но в ближней перспективе позора и разорения особенно не

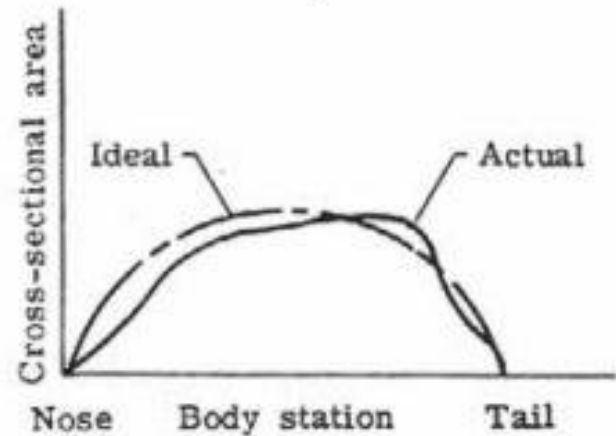
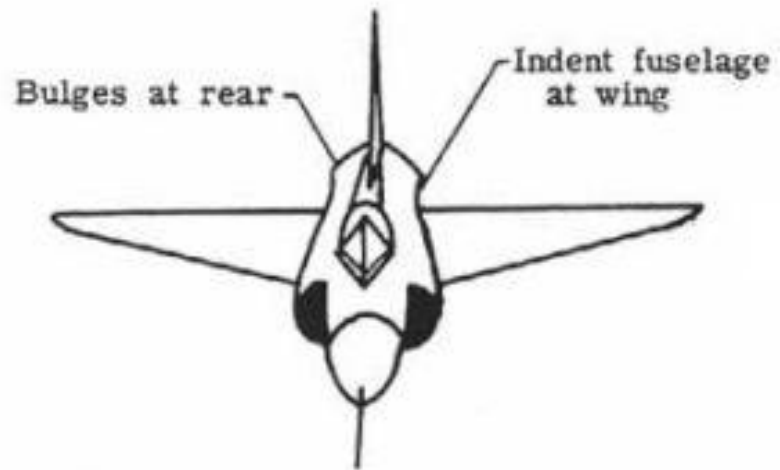


Новая модификация [F-102](#), стыдливо названная [F-102A](#) (1954), звуковой барьер преодолела в первом (!) полёте, не успев завершить набор высоты. Такова была мощь предложенного Уиткомбом «правила площадей». Смысл его заключается в том, что вблизи скорости звука (и тем более – за ней) надо обеспечить как можно более плавное изменение площади поперечного сечения самолёта целиком: фюзеляж, крылья, оперение, какое есть. Для этого там, где площадь сечения начинала расти за счёт крыла, площадь сечения фюзеляжа подбирали, а когда крыло заканчивалось, фюзеляж – наоборот, делали поплотнее. Для этого-то (чтобы всё же не так много переделок в конструкцию вносить) служили наросты в

F-102



(a) YF-102A before area ruling.



(b) F-102A after area ruling.



Необычные дополнения к конструкции получили ожидаемое для американской культурной среды того времени прозвище «мэрилинки», в честь, как нетрудно догадаться, выдающейся американской актрисы [Мэрилин Монро](#).

Производство самолетов всегда было рискованным предприятием

- Рассчитать характеристики поршневого самолета очень просто. Вы строите кривые потребной и располагаемой мощности, и точка их пересечения укажет максимальную скорость полета. Но для реактивного самолета все сложнее. Ошибиться на 40 или 50 миль в час очень просто. Причина упомянутых трудностей определения максимальной скорости реактивного самолета при приближении к звуковому барьеру заключается в том, что в данном случае характер обтекания самолета набегающим воздухом становится смешанным - кое-где появляются местные сверхзвуковые скорости потока, даже если сам самолет все еще летит с дозвуковой скоростью. Трудности точного определения сверхзвуковых зон, а также расчета вызванного их наличием дополнительного сопротивления приводят к ошибкам при построении кривой потребной для полета мощности. Именно так все и случилось с «Конвэр-990».
- Самой интересной и причудливой модификацией была установка на задней кромке крыла четырех сигарообразных тел. Фирма назвала их «скоростными обтекателями», а весь авиационный мир - «морковками Кюхемана» по имени их изобретателя. На «Конвэр-990» «морковки Кюхемана» заполнили провал в эюре площадей поперечных сечений, имевший место между крылом и хвостовым оперением. После всех переделок самолет показал крейсерскую скорость на 10 или 15 миль в час выше заявленной, но теперь это уже мало кого интересовало.

Морковки Кюхеманна

254 TRANSONIC AIRCRAFT

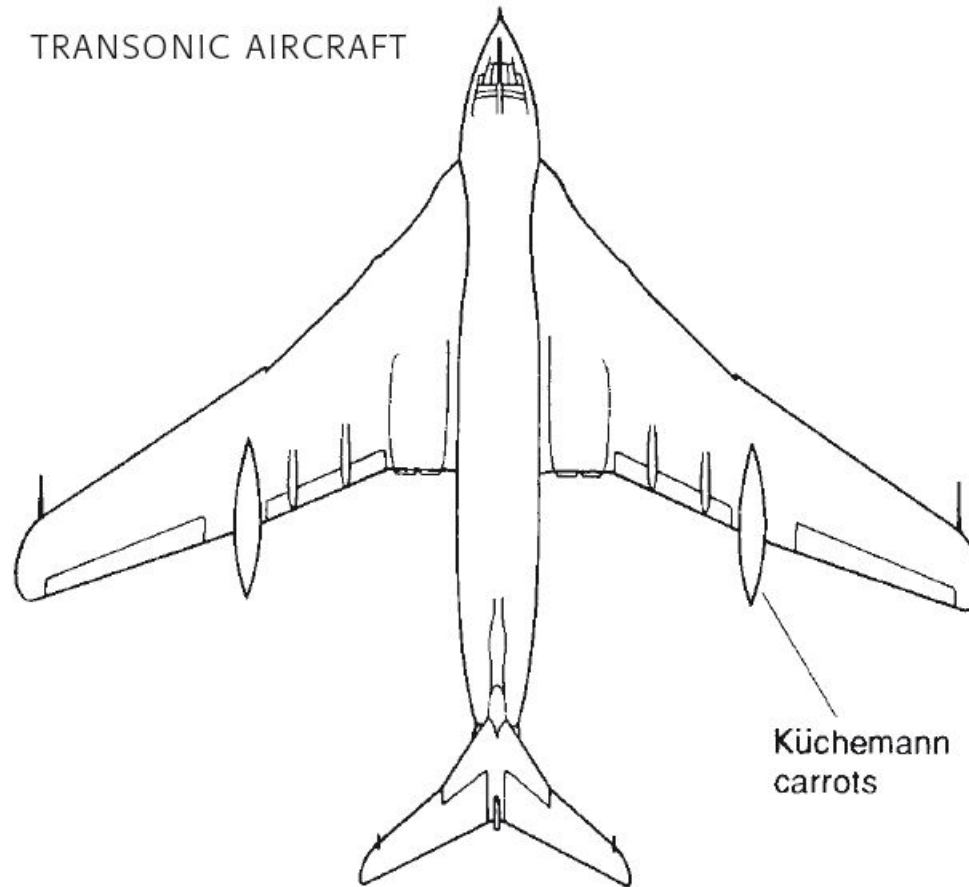


Fig. 9.12 Küchemann carrots or Whitcomb bumps

These modify the pressure distribution and help prevent adverse effects due to shock waves near the trailing edge on the upper surface of the wing

Convair 990 Coronado



Ту-16

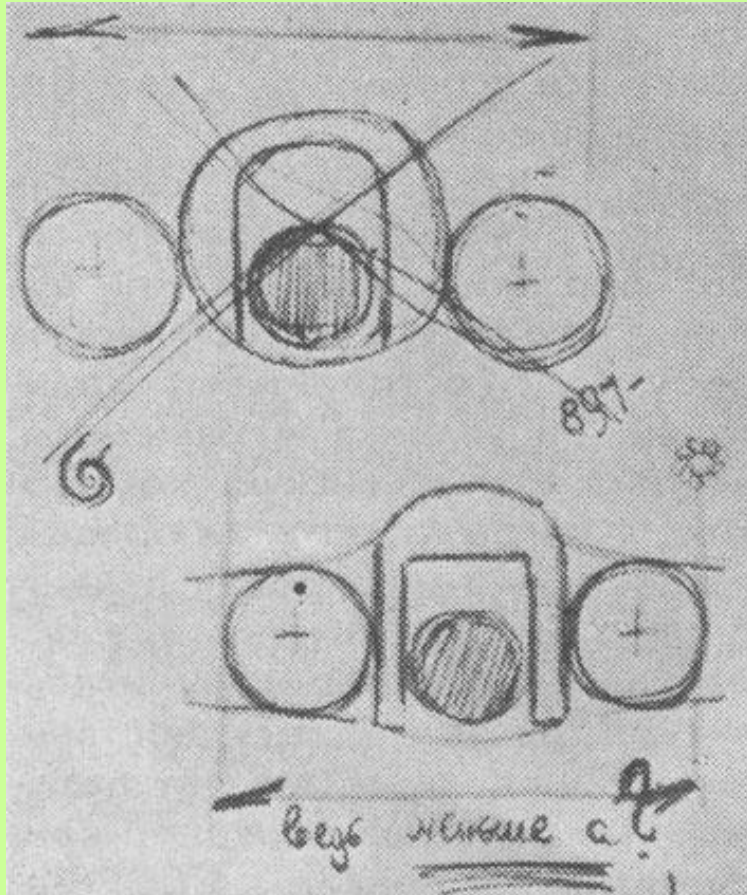
Советский бомбардировщик [Ту-16](#) конструкции [Андрея Николаевича Туполева](#). У него отчётливо видны обе материализации «правила»: фюзеляж заужен в месте установки крыла и двигателей, на задней кромке – «морковки», куда убираются основные опоры шасси.



Идея, приведшая к появлению «правила» пришла Уиткомбу в голову в конце 1951, опыты в аэродинамической трубе были начаты в первом квартале 1952 года, работы по спасению F-102 начались в мае 1953, в октябре 1953 были получены модельные результаты, триумфальный, полёт F-102A с «мэрилинками» состоялся в сочельник, то есть **24 декабря, 1954** года.

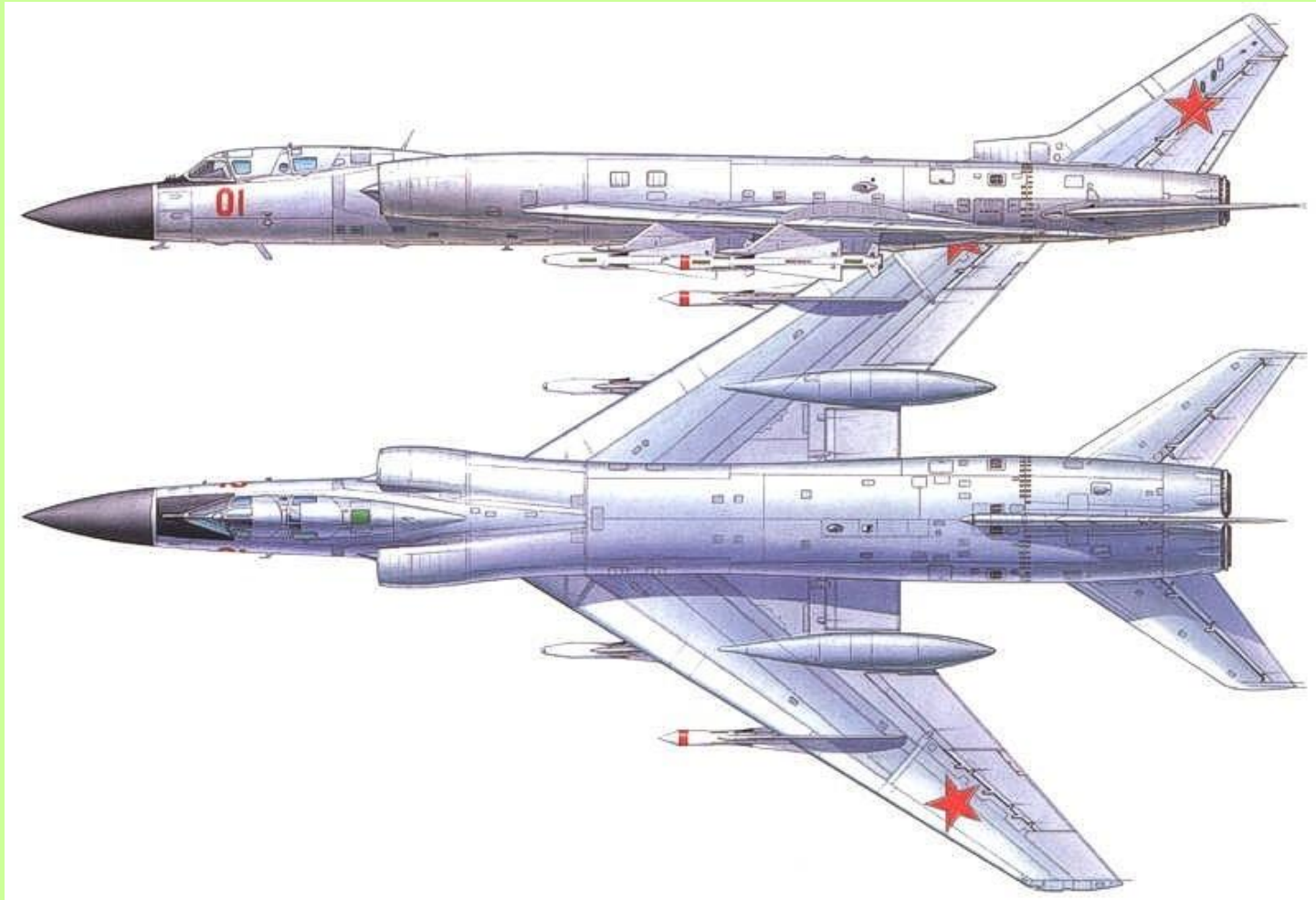
Сравниваем: первый самолёт по «проекту 88» был построен в конце 1951, полетел в апреле 1952, в декабре 1952 запущен в серию с обозначением Ту-16.

Ty-16



Самолёты такого класса в то время были обвешаны гроздьями относительно мелких двигателей – Андрей Николаевич был озабочен уменьшением миделя самолёта и отдавал конструкторам распоряжение «обжимать, обжимать и ещё раз обжимать». «Немецкие морковки» были исключительно способом разместить шасси. То, что в совокупности это всё сработало как будто делалось по ещё не открытому правилу, подтверждается свидетельствами участников проекта: ЦАГИ долго не выдавал результатов продувок, потому что сопротивление получалось существенно меньше, чем они прогнозировали, и было подозрение на методическую ошибку или какой другой косяк

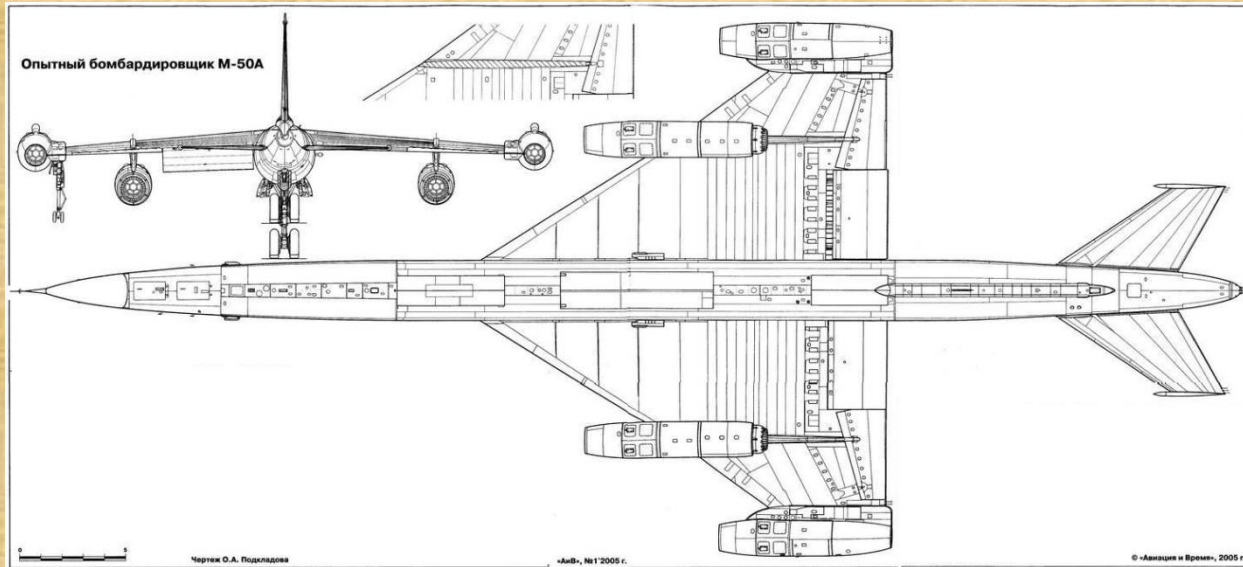
Tu-128



Первый полёт 7.09.1956. Лётчик В.Ф. Ковалёв, штурман К.И. Малхасян.
(Ту-98)

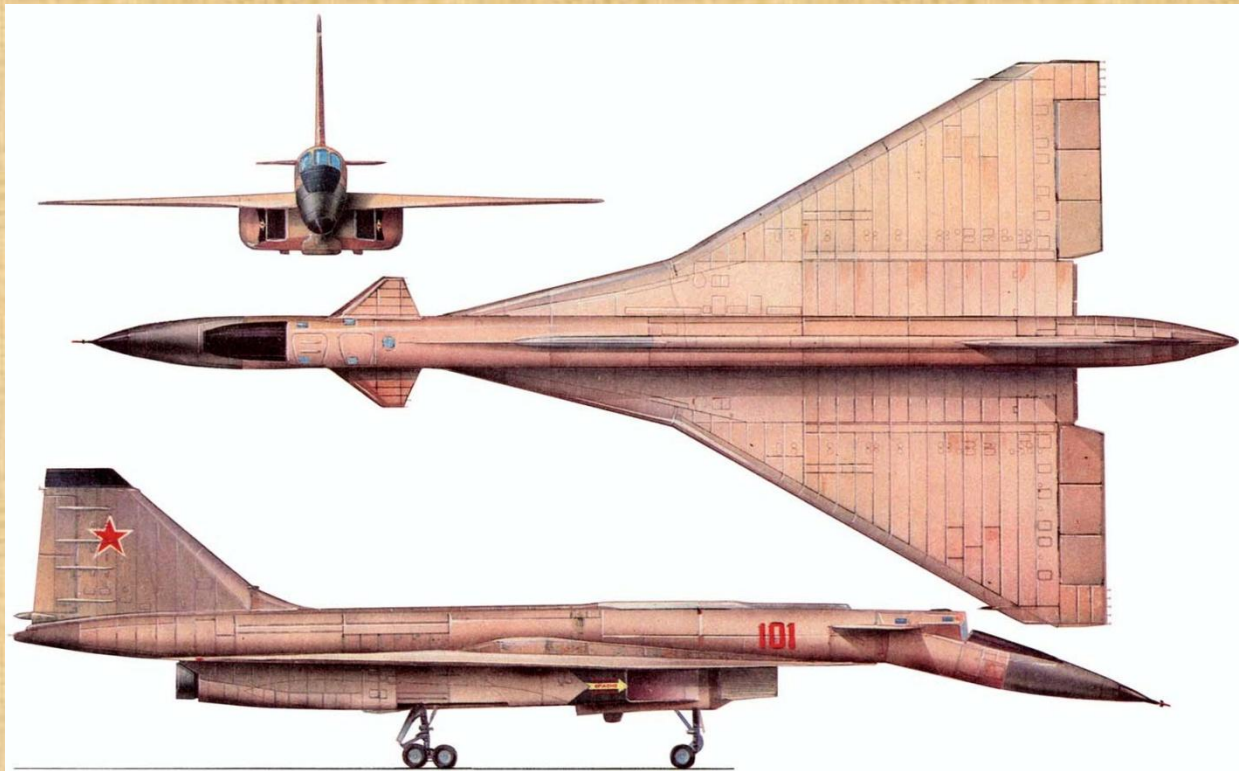


M-50



Был построен только один прототип, который совершил первый полёт в 1959 году. Самолёт был оснащён четырьмя двигателями [ВД-7](#).

Су-100



В 1963 году советские военные поставили задачу – создать стратегический авиационный ударно-разведывательный комплекс, который на дальностях до 7 тысяч километров мог находить и с помощью управляемых ракет уничтожать любые цели.

А.Н. Туполев резко возражал против передачи проекта П.О. Сухому.

22.08.1972. Летчик-испытатель Владимир Ильюшин вместе со штурманом Н. Алферовым заняли места в кабине первого опытного экземпляра Т-4.

Лаваль



- **Карл Густав Патрик де Лаваль** ([швед. Karl Gustaf Patrik de Laval](#); [9 мая 1845](#) — [2 февраля 1913](#))
- В 1890 году он изобрёл [сопло](#), служащее для подачи пара в [турбину](#), получившее впоследствии его имя. В конце XIX века академик Дудышев запатентовал свечипушки с [соплом Лавалья](#), и оно стало применяться и в автомобильных [свечах зажигания](#) для создания направленного потока горящих газов, что повышает эффективность работы [ДВС](#) и снижает количество вредных веществ в выхлопе до 10 и более раз.
- Де Лавалю принадлежит также честь изобретения [центрифуги](#) для разделения на фракции смесей, состоящих из жидкостей с разной плотностью, что он использовал как молочный [сепаратор](#). В 1894 году он запатентовал [доильный аппарат](#).

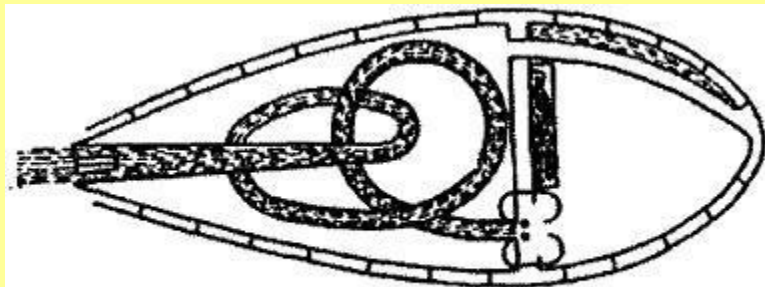


Рис 15. Проект 1914 г. (Чертеж К.Э.Циолк [litrus.net](#))

Уравнение неразрывности в другой форме:

$$\frac{dS}{S} = \frac{dV}{V} \cdot (M^2 - 1)$$

- Так как скорость и площадь сечения — величины положительные, то соотношение знаков приращений скорости (dV) и площади (dS) вдоль трубки тока определяется знаком скобки ($M^2 - 1$). Эта скобка отрицательна при дозвуковых скоростях ($M < 1$) и положительна при сверхзвуковых скоростях ($M > 1$). Отсюда следует, что для сжимаемого газа при дозвуковых скоростях dS и dV имеют разные знаки, т. е. при уменьшении площади сечения сжимаемый газ, так же как несжимаемая жидкость, разгоняется. И наоборот, при увеличении скорости дозвукового потока трубка тока сжимается.
- В сверхзвуковом потоке ($M > 1$) скобка ($M^2 - 1$) положительна и приращения dS и dV имеют одинаковые знаки. Таким образом, при увеличении площади сечения поток разгоняется, а при уменьшении — тормозится. И наоборот, разгоняясь, сверхзвуковой поток расширяет трубку тока. В этом принципиальное различие дозвуковых и сверхзвуковых потоков. Наконец, в случае, когда $M = 1$, скобка ($M^2 - 1$) = 0 и, следовательно, $dV = 0$.

Сопло Лавала

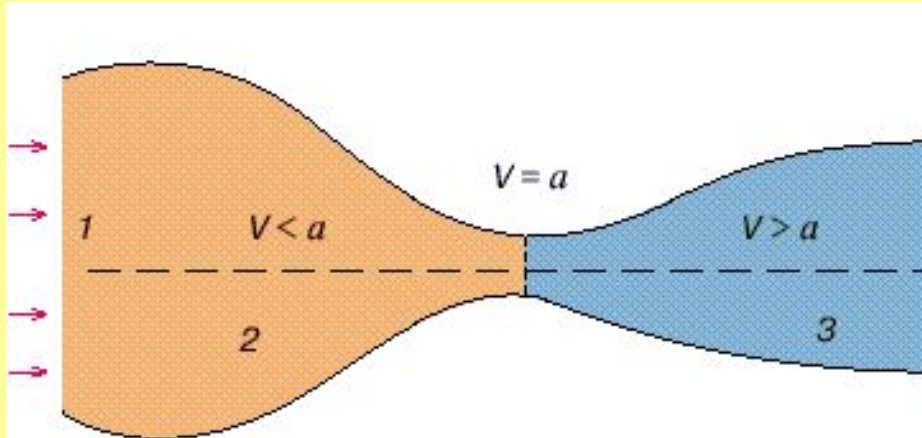
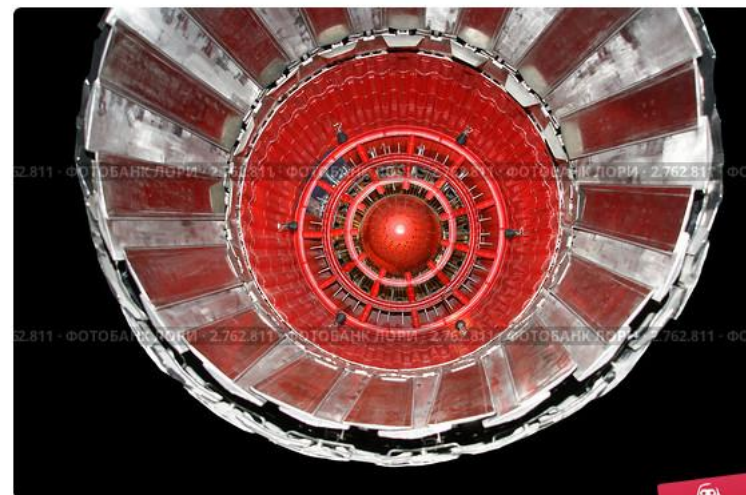


Рис. 2. Схема течения в сопле Лавала: 1 – бак, называемый ресивером, в который с малой скоростью подается очень горячий воздух, 2 – область геометрического поджатия канала с целью ускорения дозвукового потока газа, 3 – область геометрического расширения канала с целью ускорения сверхзвукового потока.

$$\frac{dS}{S} = \frac{dV}{V} \cdot (M^2 - 1)$$



Сопло реактивного двигателя современного военного самолета
© Владимир Журавлев / Фотобанк Лори

РД-180



Эффект Прандтля — Глоерта



Самолёт FA-18 Hornet.
движущийся
с околосвуковой скоростью.



[Су-35С](#)

Эффект Прандтля — Глоерта — явление, заключающееся в конденсации [атмосферной влаги](#) позади объекта, движущегося на околосвуковых скоростях. Чаще всего наблюдается у [самолётов](#). Эффект назван в честь немецкого физика [Людвига Прандтля](#) и английского физика [Германна Глоерта](#).



Эффект при [взрыве атомной бомбы Baker](#)

Блокировки убивают



29.12.12 катастрофа самолёта Ту-204-100 RA-64047 АК «Red Wings» РФ в районе а/п Внуково. Погибли 5 членов экипажа, 3 члена экипажа получили серьёзные травмы.

**Опорная точка глиссады расположена
слишком высоко (15 м)**

Входной торец ВПП был пройден на высоте около 15 м и приборной скорости 260 км/ч. Вместо 210. Перекладки створок реверсивного устройства на обоих двигателях не произошло. Также не произошло автоматического выпуска воздушных тормозов и интерцепторов. Давление в тормозах колес правой (необжатой) опоры шасси отсутствовало, т.к. оно подаётся только при обжатии опор шасси.

~~АК сэкономила топливо, шли они на повышенной скорости и выше глиссады, чтобы сесть на полосу при полном израсходовании топлива. Баки были пусты, ничего не горело.~~

Литература

Белкин А.М., Миронов Н.Ф., Рублев Ю.И., Сарайский Ю.Н.
«Воздушная навигация: Справочник». Москва. «Транспорт», 1988. 303 с.

$$C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} \cdot \alpha$$
$$V_p = V \cdot \sqrt{\frac{C_{ya}^{\alpha} \cdot \alpha \cdot n_{уар}}{C_{уар} \cdot n_y}}$$

Патент RU 2444706. Способ определения скорости захода на посадку самолёта по параметрам полёта.

Патент RU 2455201. Способ управления самолётом с учётом стабилизации заданной скорости полёта