

Экспериментальная аэродинамика

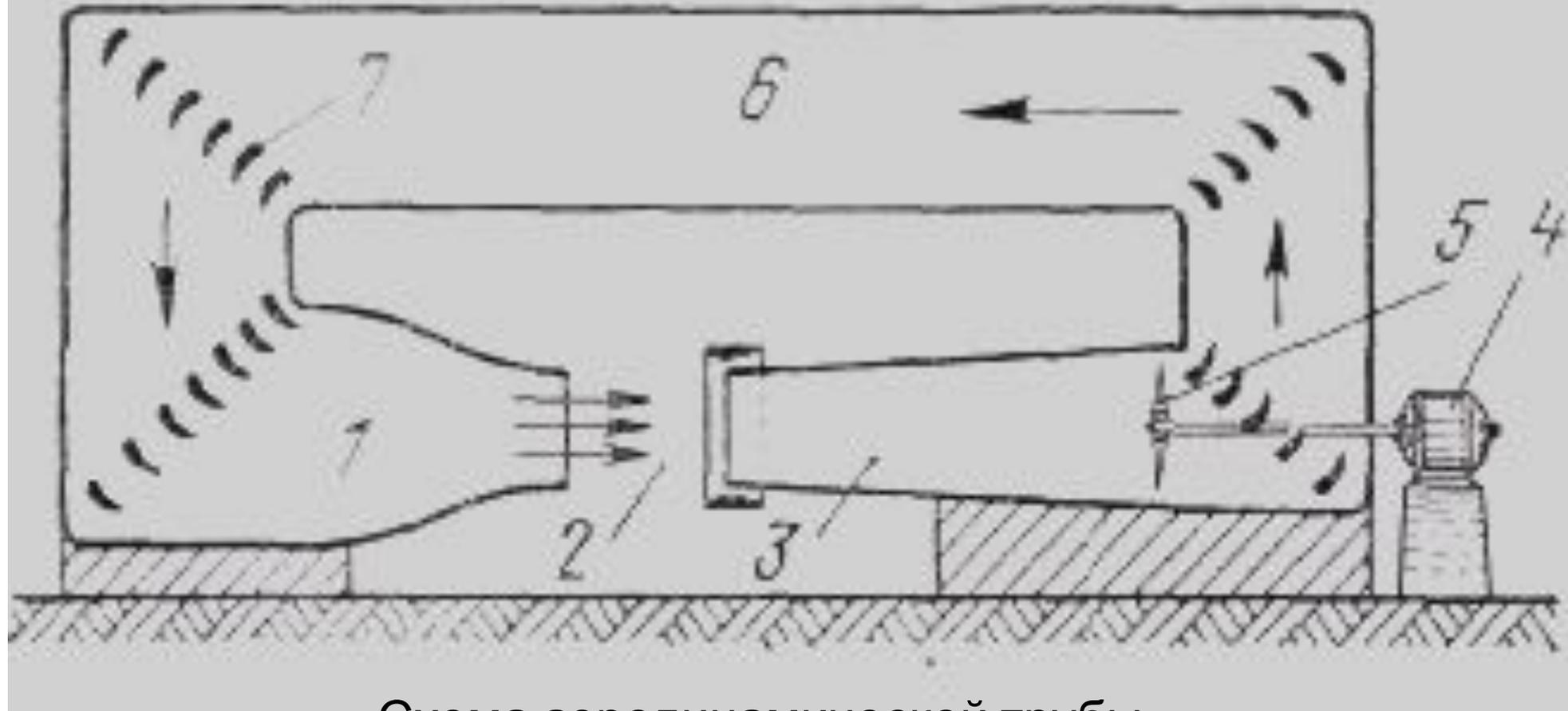


Схема аэродинамической трубы

Первые экспериментальные установки

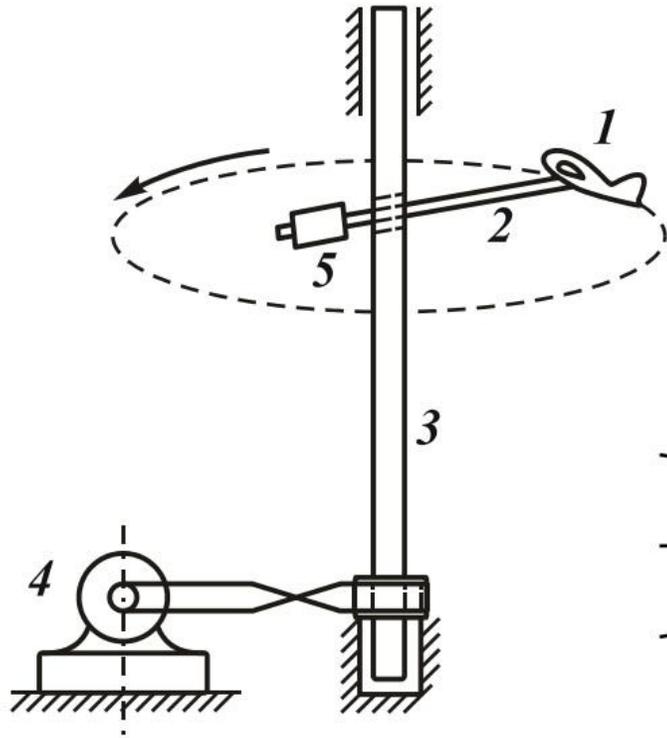


Рис. 2.2. Схема ротативной машины

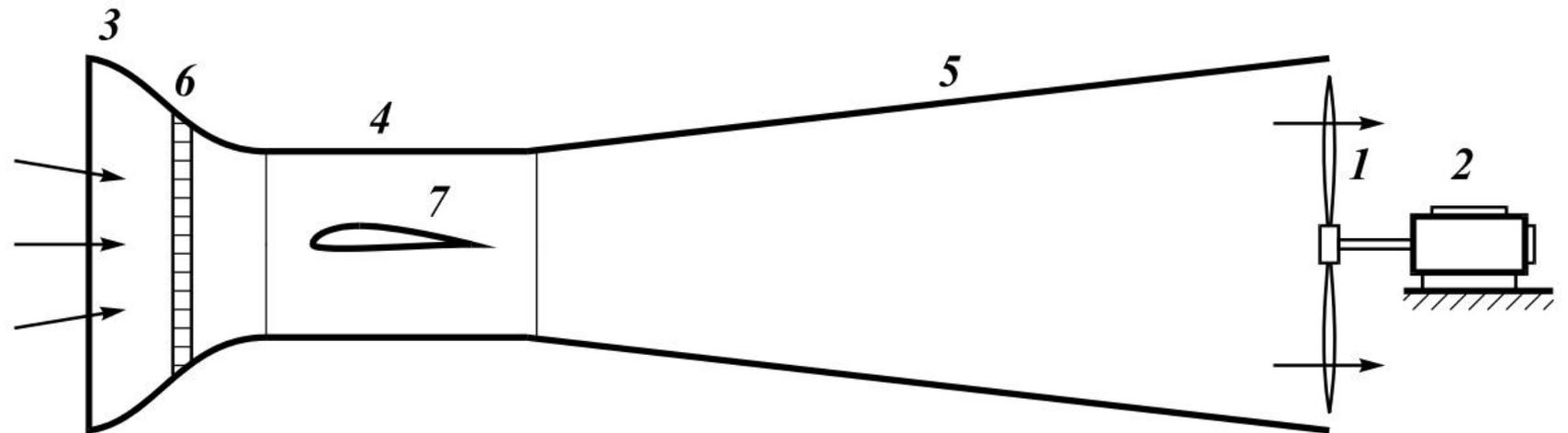


Рис. 2.3. Схема трубы с незамкнутым потоком

Виды установок

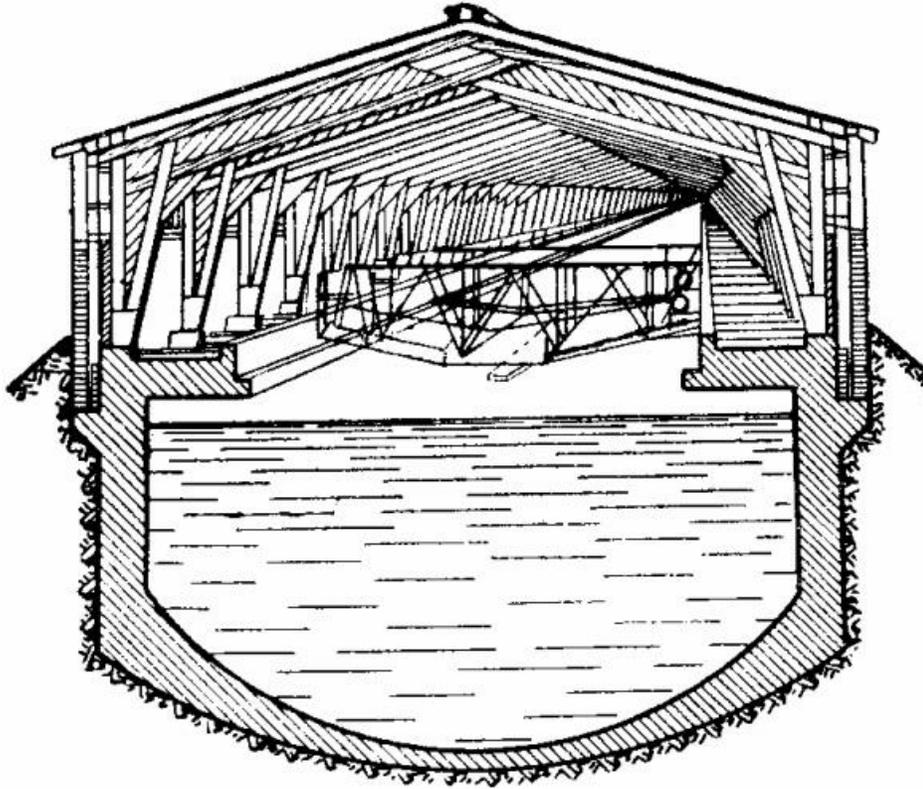


Рис. 2.1. Схематическое изображение гидроканала

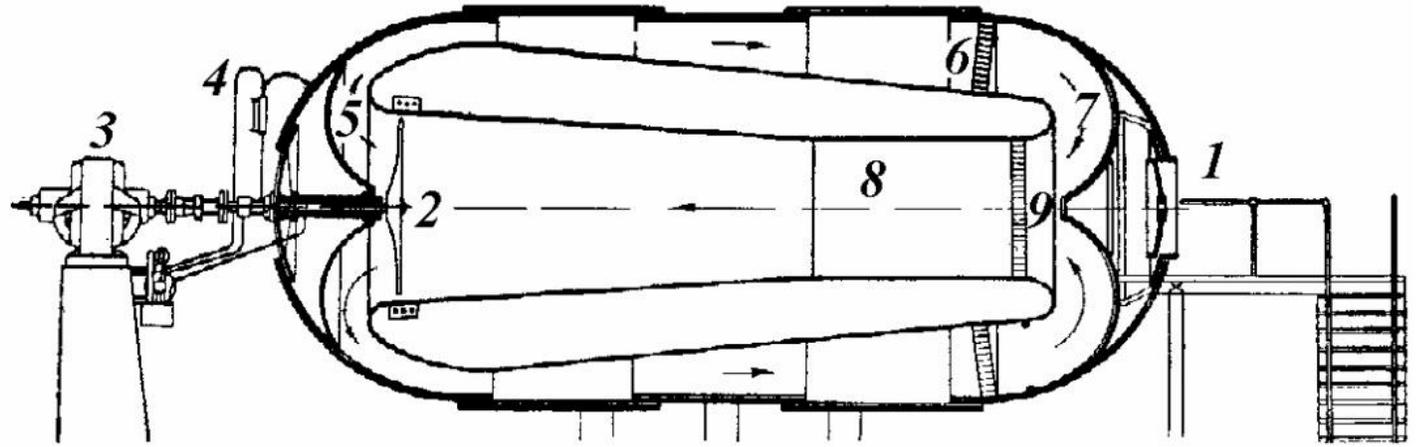


Рис. 2.6. Схема аэродинамической трубы переменной плотности:
1 – специальная дверь; 2 – вентилятор; 3 – электродвигатель;
4 – сальник; 5, 7 – дефлектор; 6 – сетка; 8 – рабочая часть;
9 – спрямляющая решетка

Наиболее распространённая

схема

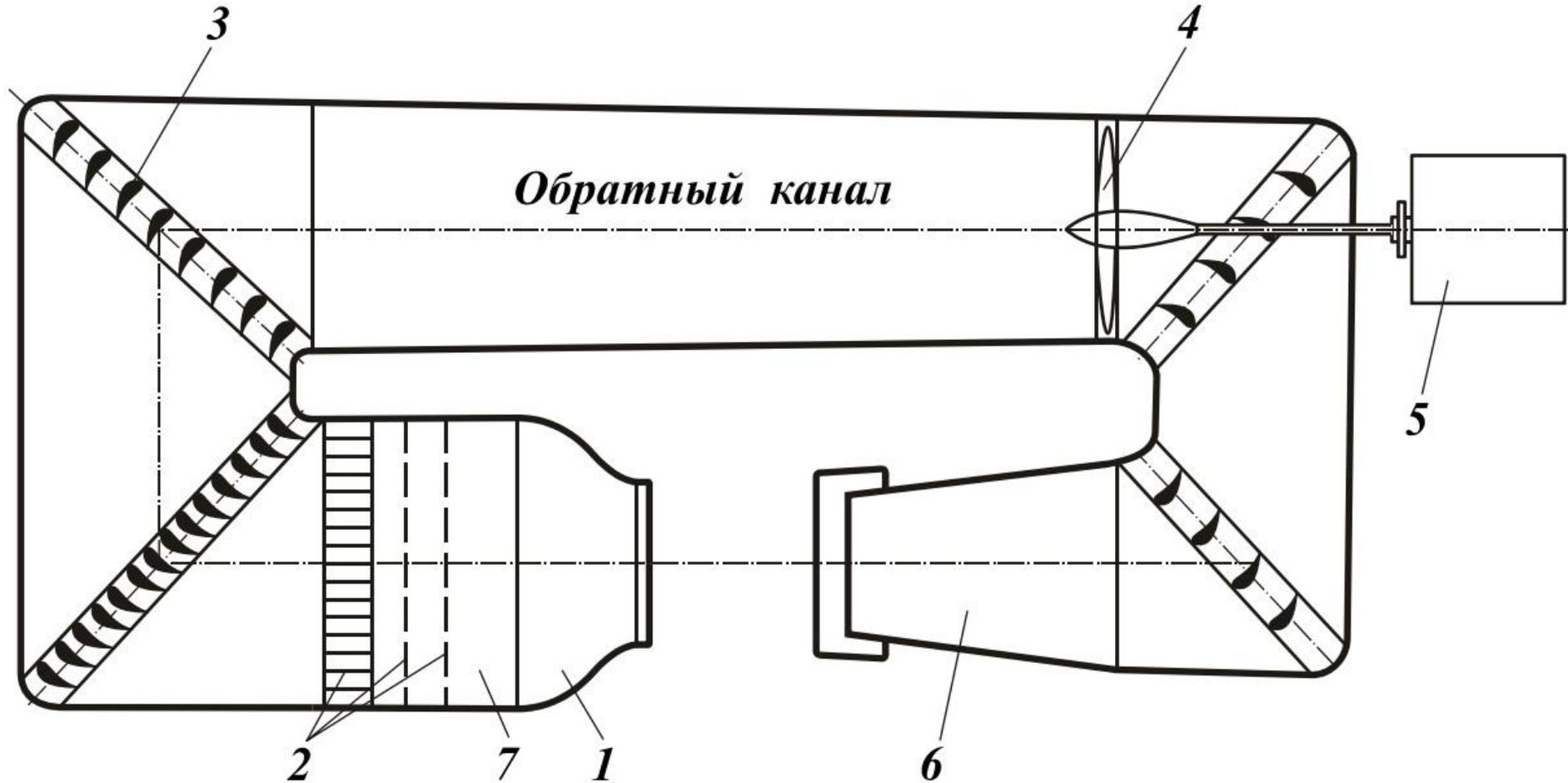
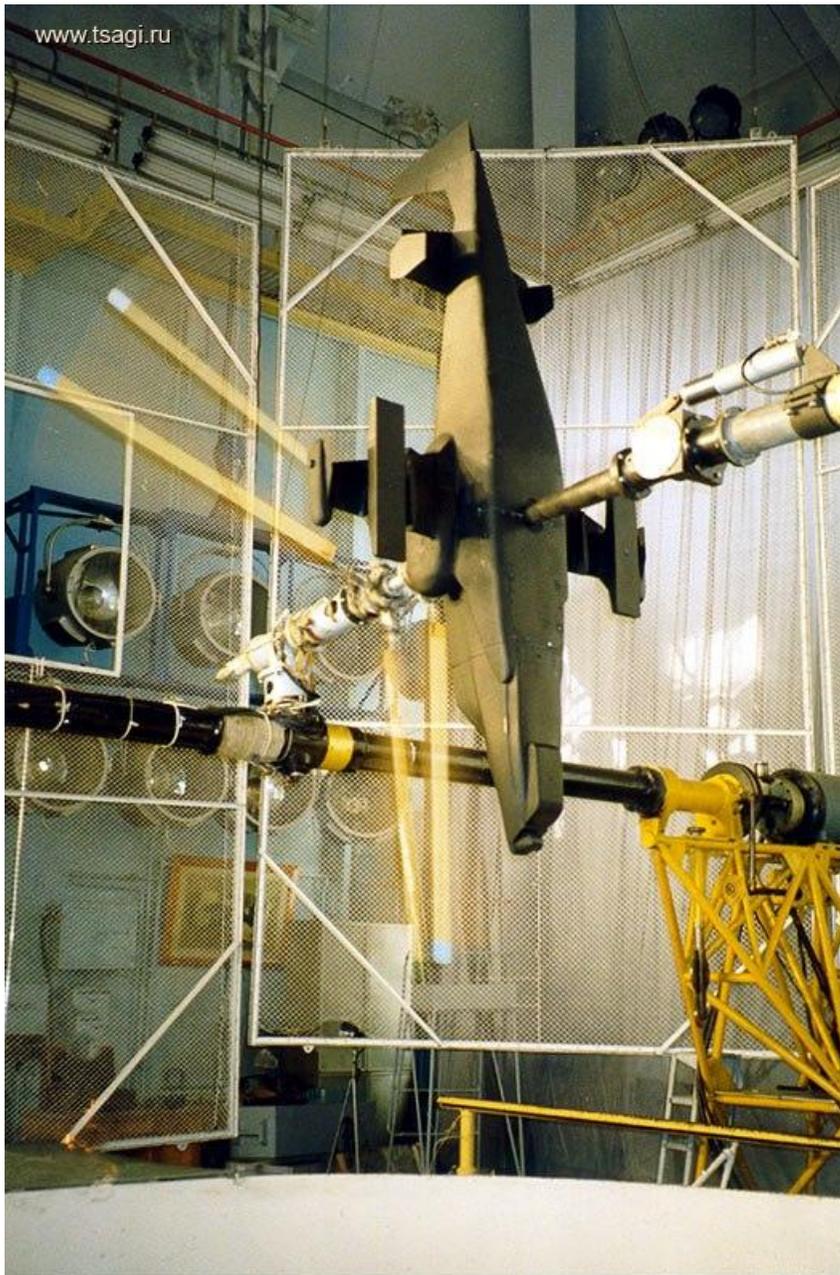


Рис. 2.4. Труба малых скоростей замкнутого типа с открытой рабочей частью:
1 – коллектор; 2 – хонейкомб; 3 – направляющие лопатки; 4 – вентилятор;
5 – электродвигатель; 6 – диффузор; 7 – форкамера

Модель трансзвуковой трубы



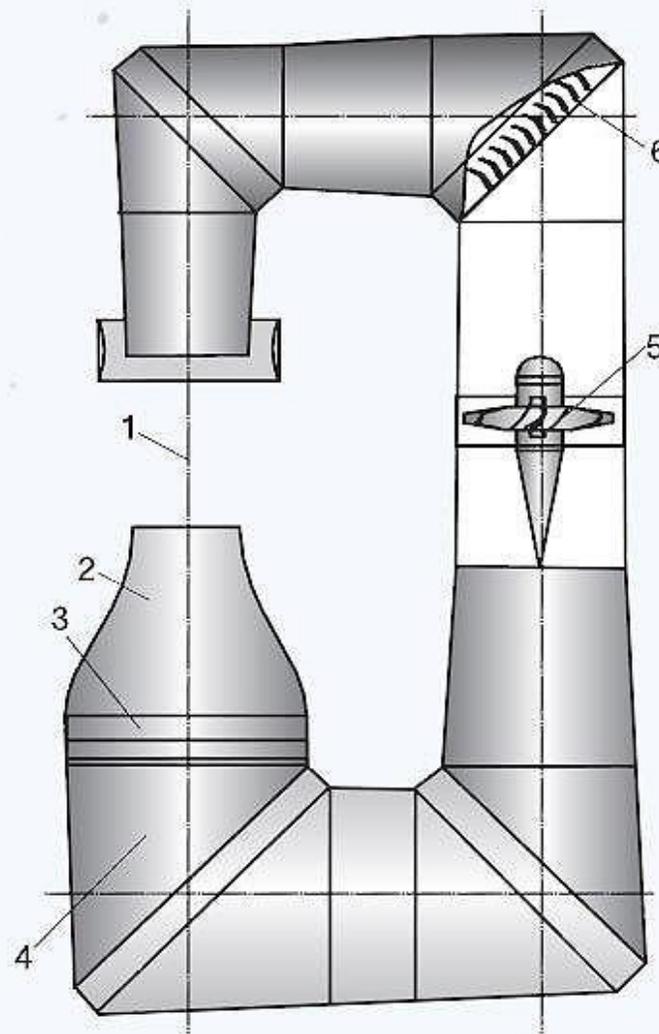




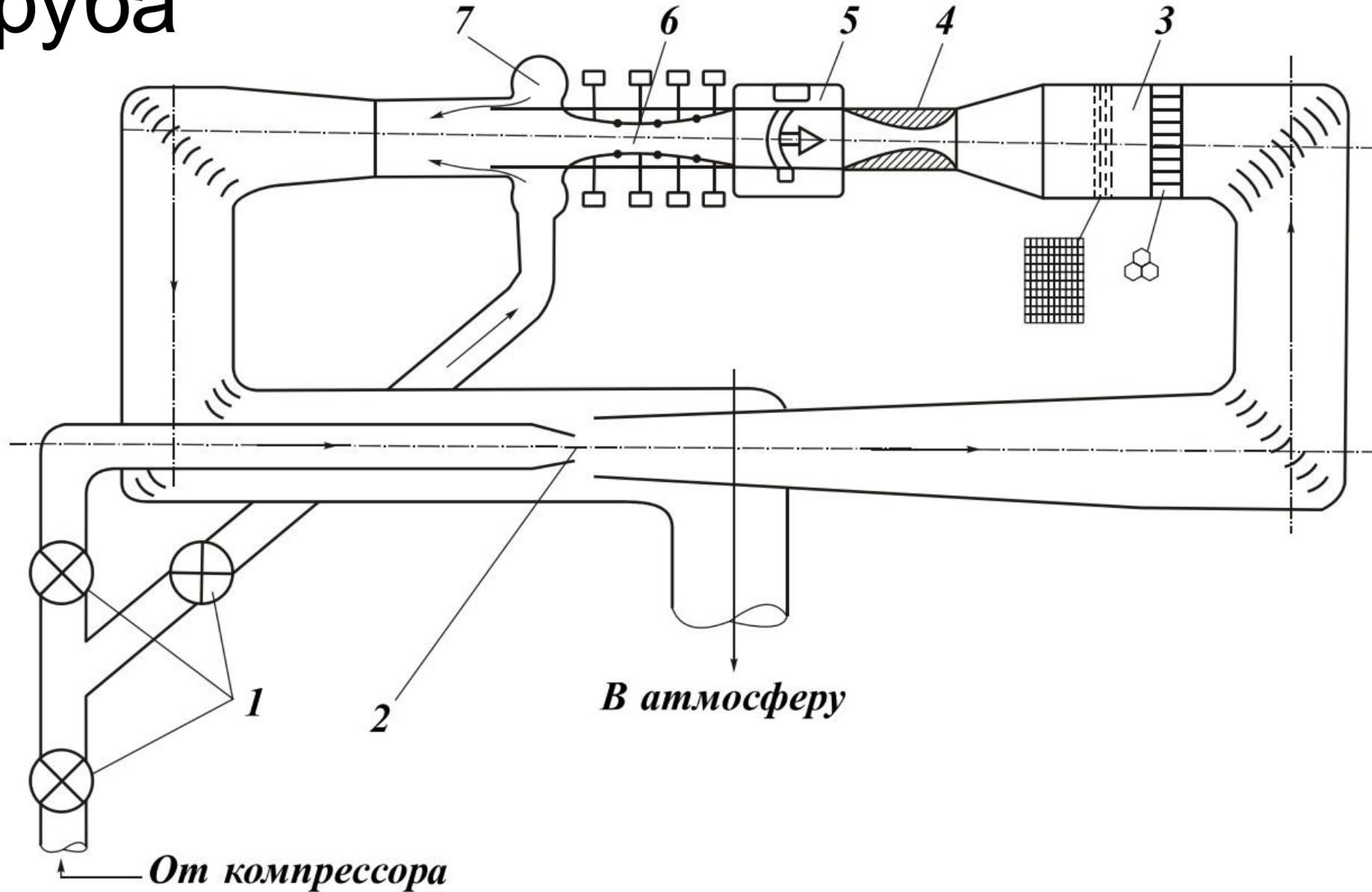
Вертикальная АДТ



1. Рабочая часть
2. Сопло
3. Хонейкомб
4. Форкамера
5. Компрессор
6. Поворотные лопатки



Сверхзвуковая аэродинамическая труба



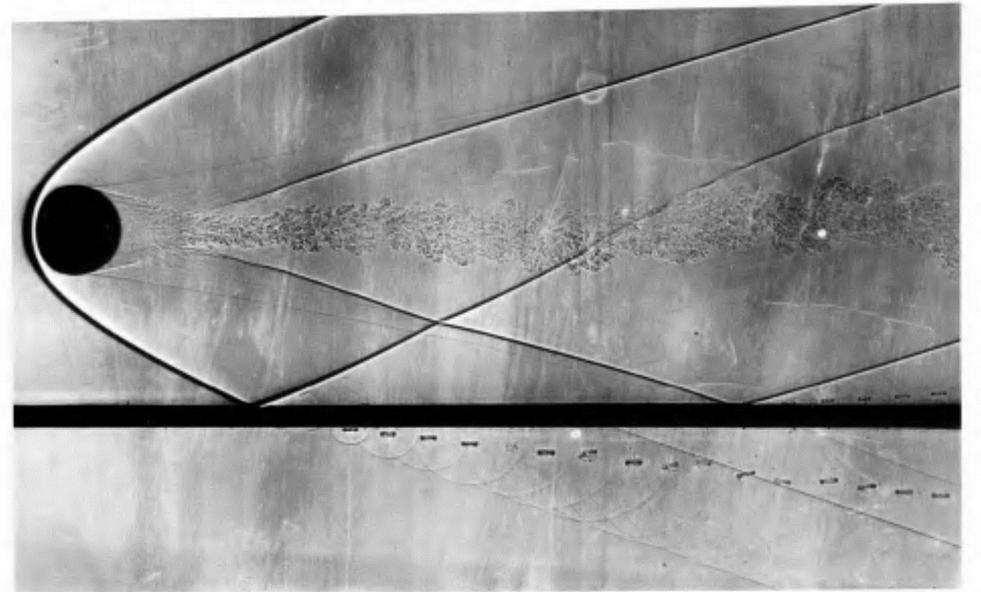
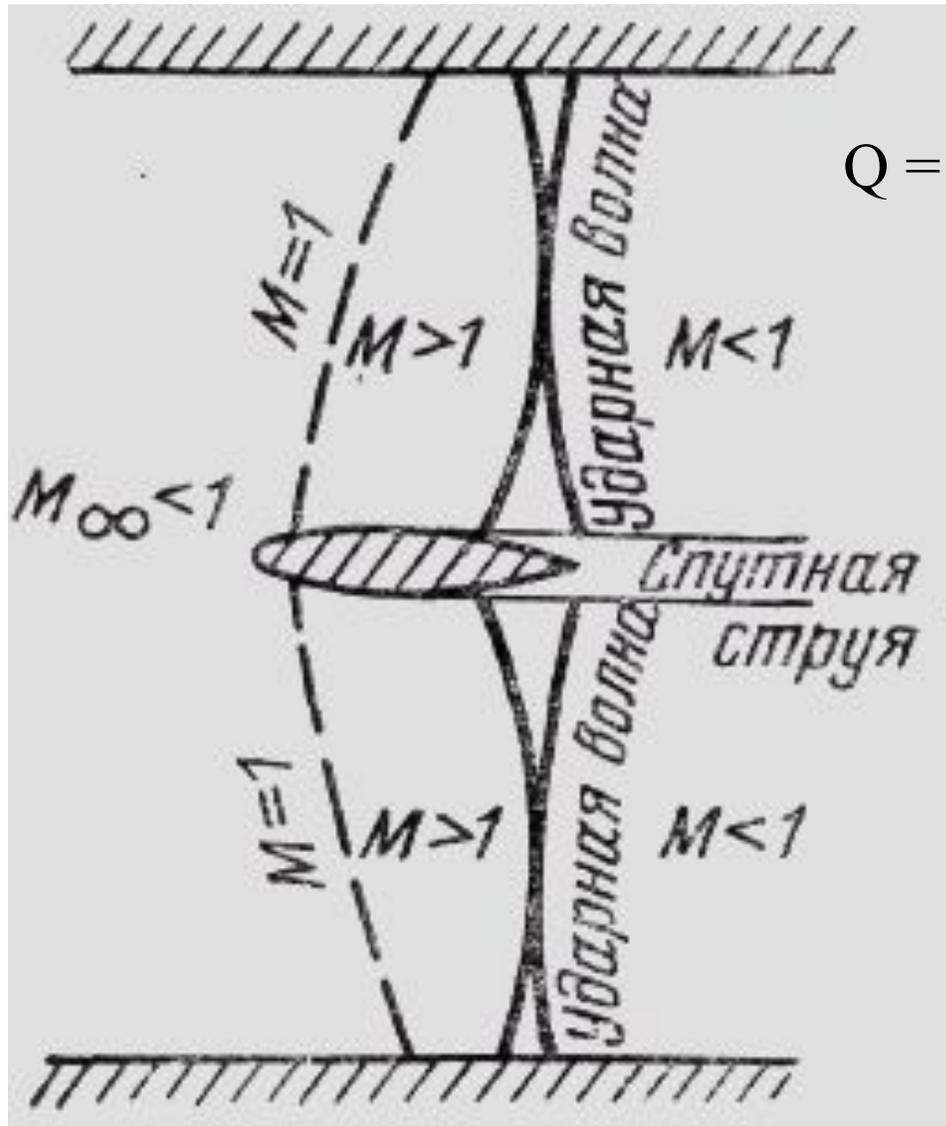
Общий вид АДТ Т-117 ЦАГИ



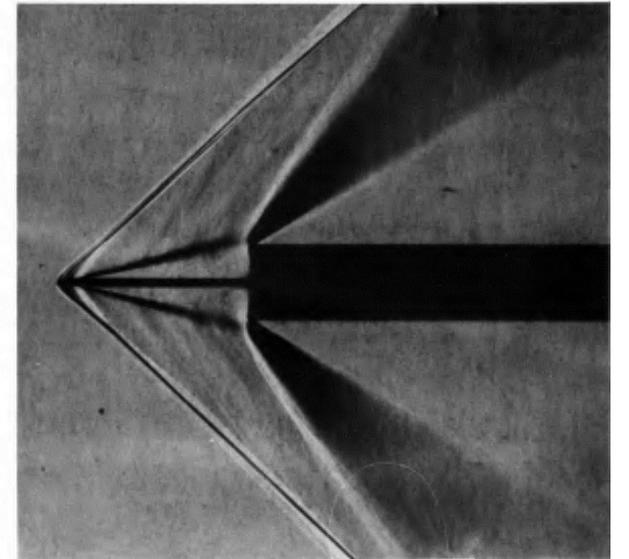
Оптическое окно сверхзвуковой АЛТ



Запирание трубы

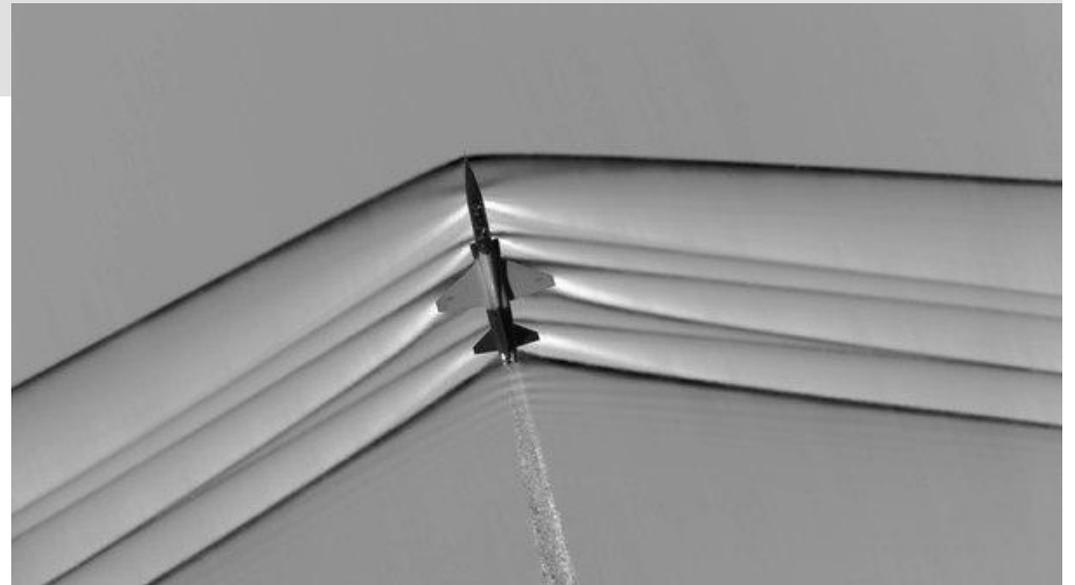
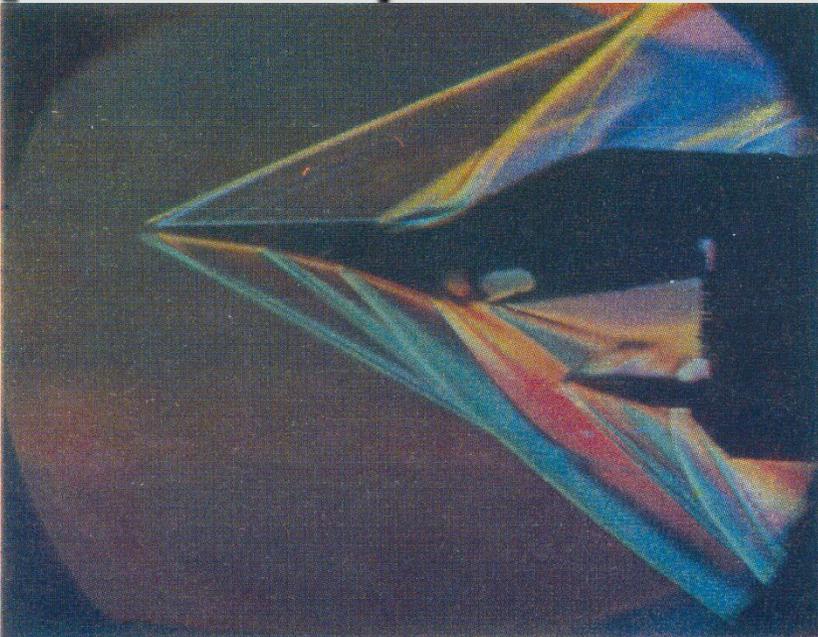
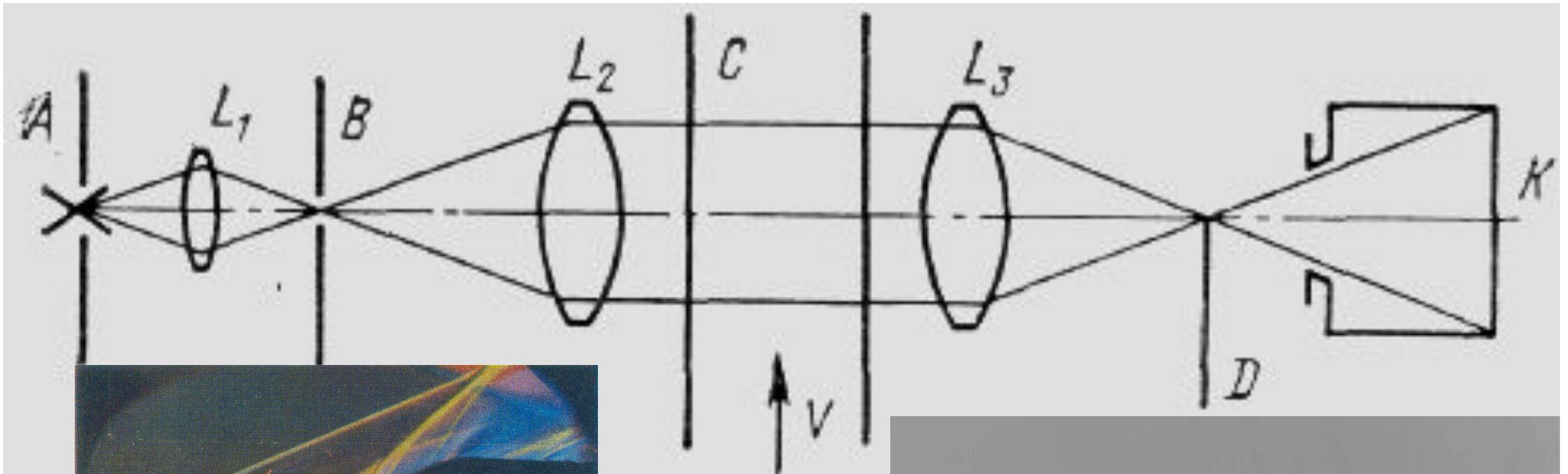


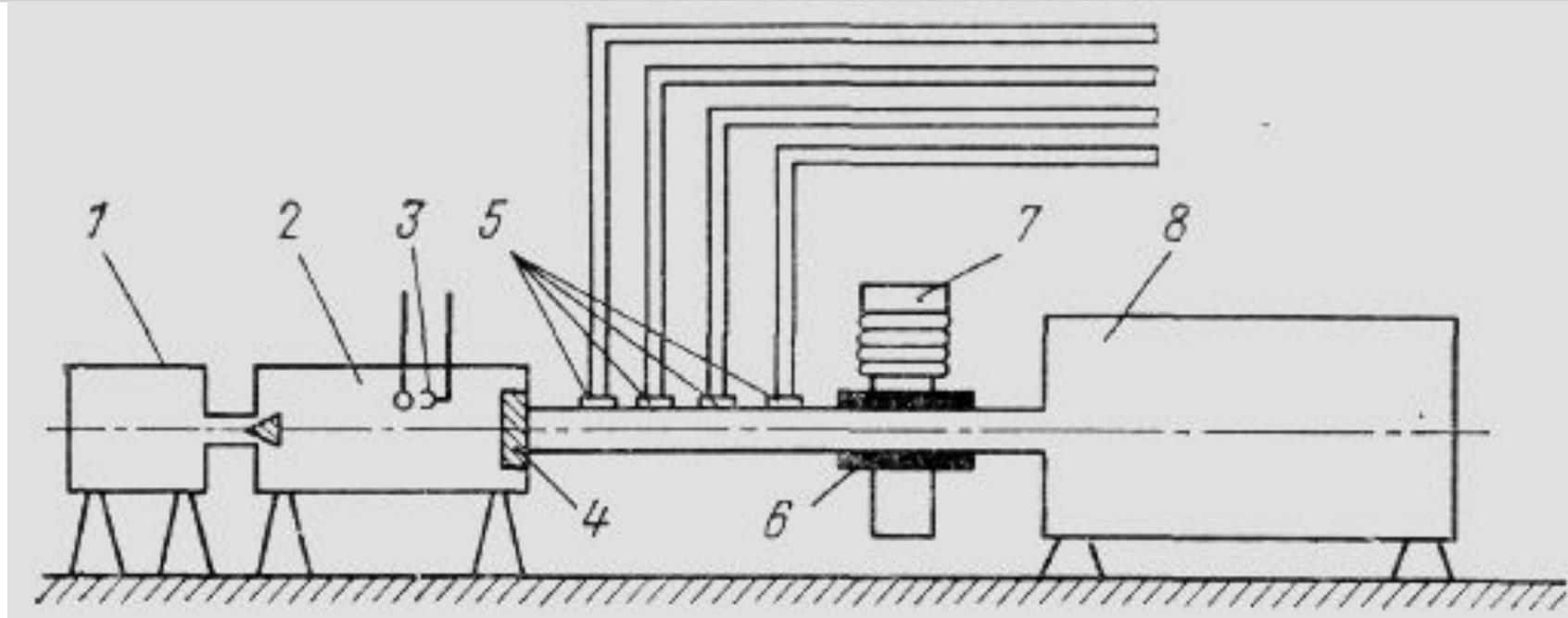
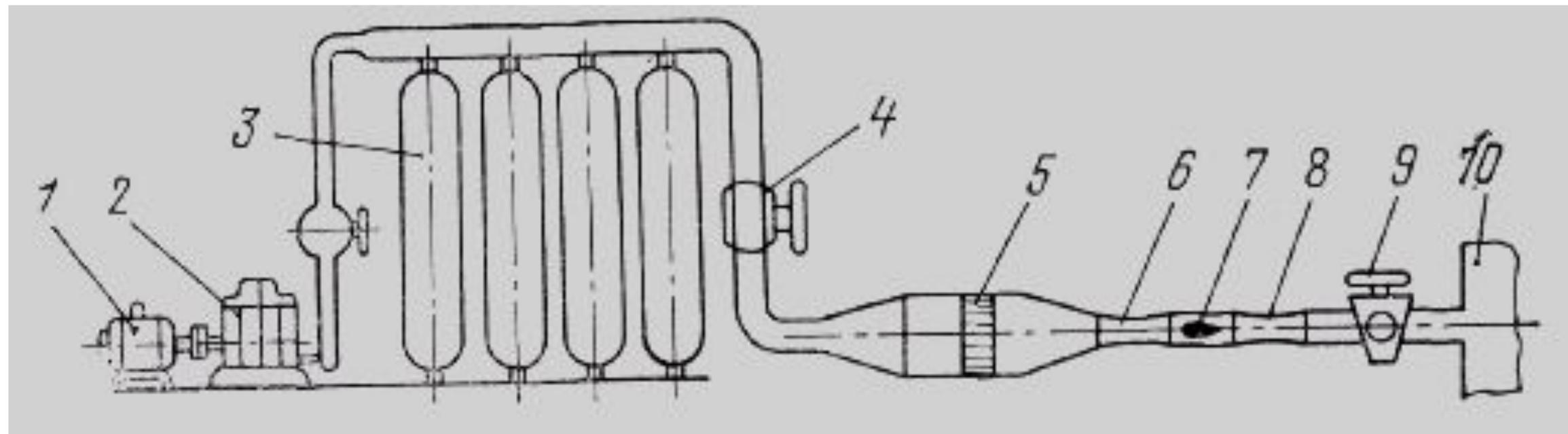
271. Шар, движущийся над перфорированной пластиной. На теневой фотографии показан шар диаметром 9/16 дюйма, выстреленный параллельно поверхности пластины с рядом отверстий размером 1/16 дюйма, просверленных через 1/4 дюйма одно от другого. Давление, создаваемое головной ударной волной, создает под пластиной классическую диаграмму конуса Маха как огибающей поверхности расширяющихся сферических акустических волн. Эта диаграмма, как видно из снимка, была использована для измерения числа Маха, равного 3. У каждого отверстия образуется небольшое вихревое кольцо, движущееся вниз по потоку и сопровождаемое справа вторичным кольцом, поднимающимся вверх. Фото из U. S. Army Ballistic Research Laboratory



272. Обтекание клиновидной застойной области. На шлирен-фотографии показан поток, отрывающийся при числе $M = 1,96$ от тонкой пластины и обратно присоединяющийся в угловых точках более толстой пластины. По своей структуре течение напоминает то, которое получается в случае сплошной клиновидной передней кромки и включает прямую головную ударную волну, за которой в угле следует разрывание Прандтля-Майера. Фото W. A. Maig, любезно предоставлено N. Johannesen

Схема работы прибора Теплера





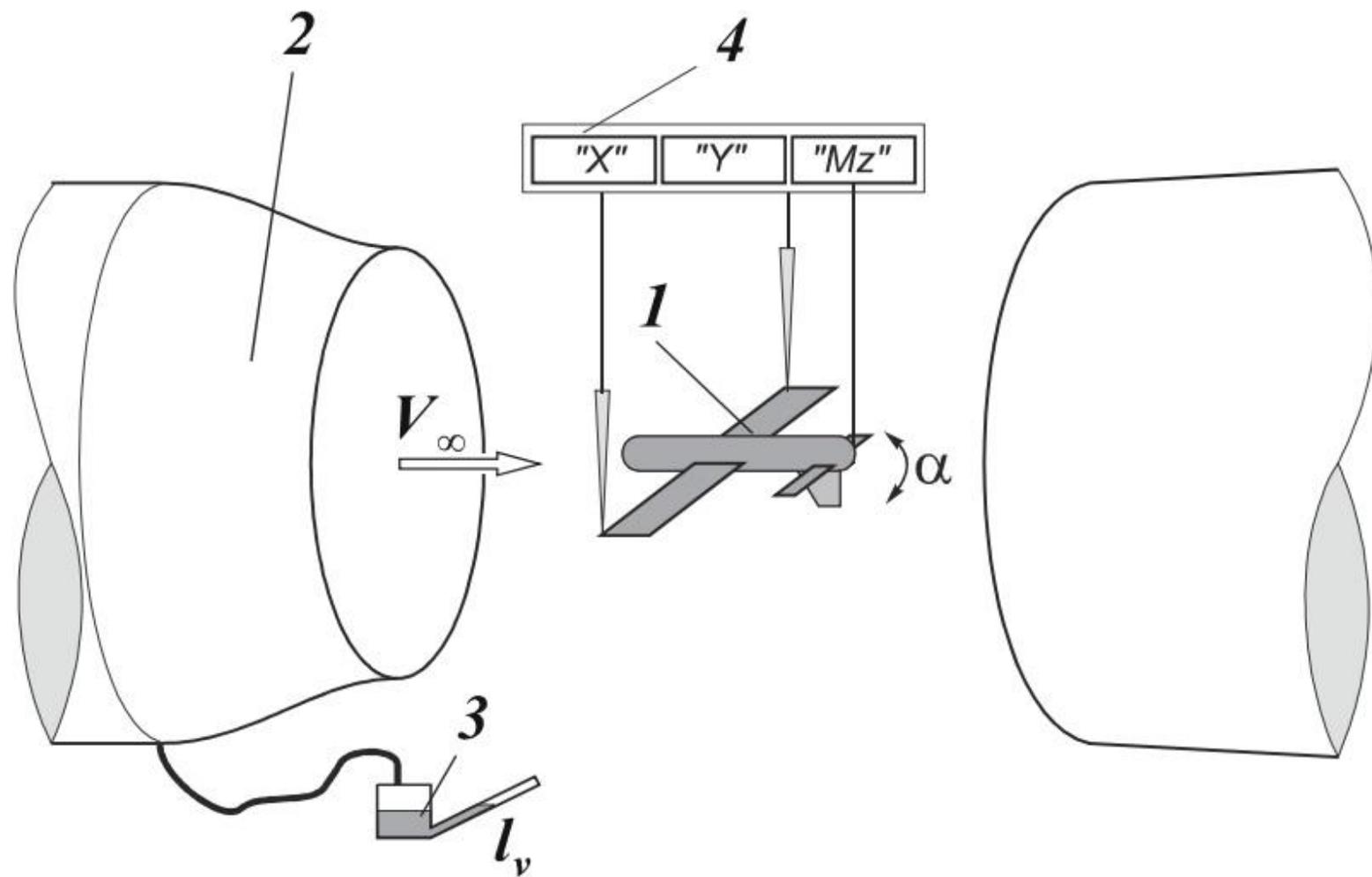


Рис. 4.41. Схема экспериментальной установки для исследования модели самолета весовым методом: 1 – модель самолета; 2 – аэродинамическая труба Т-5; 3 – микроманометр; 4 – аэродинамические весы АВТ-5

Схема струи в рабочей части Δ ПТ

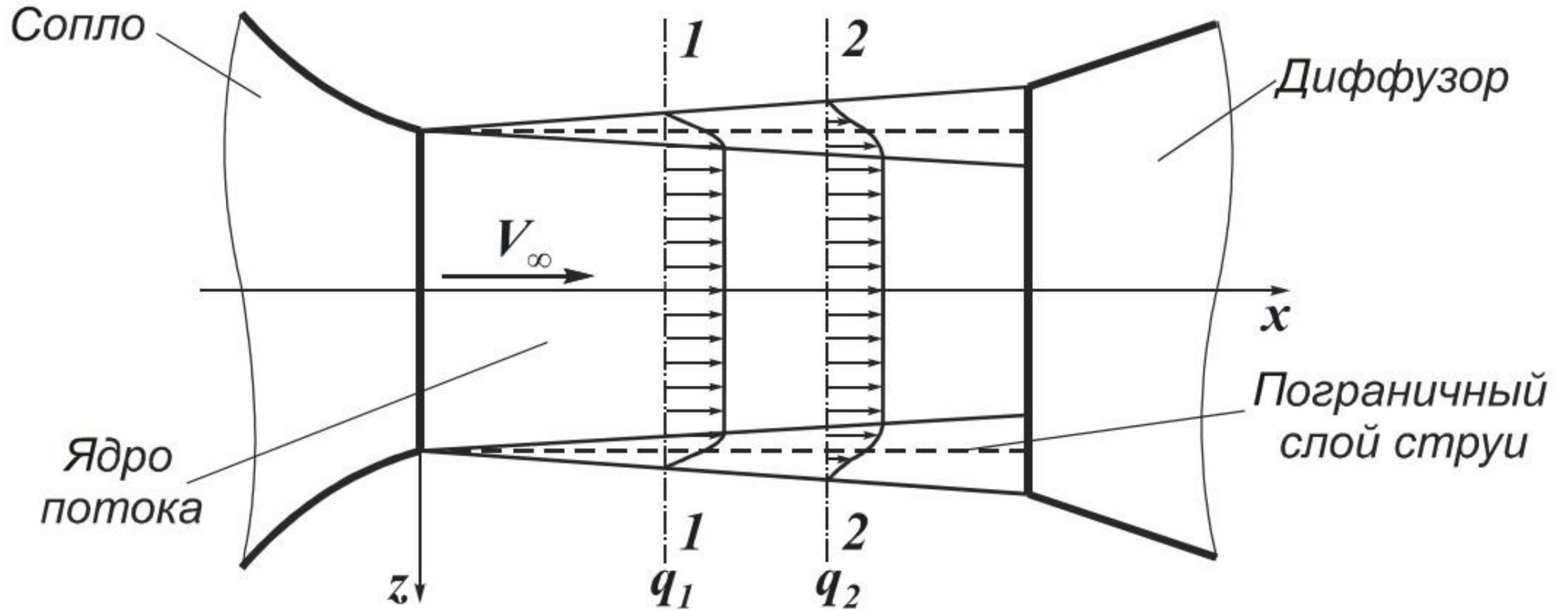
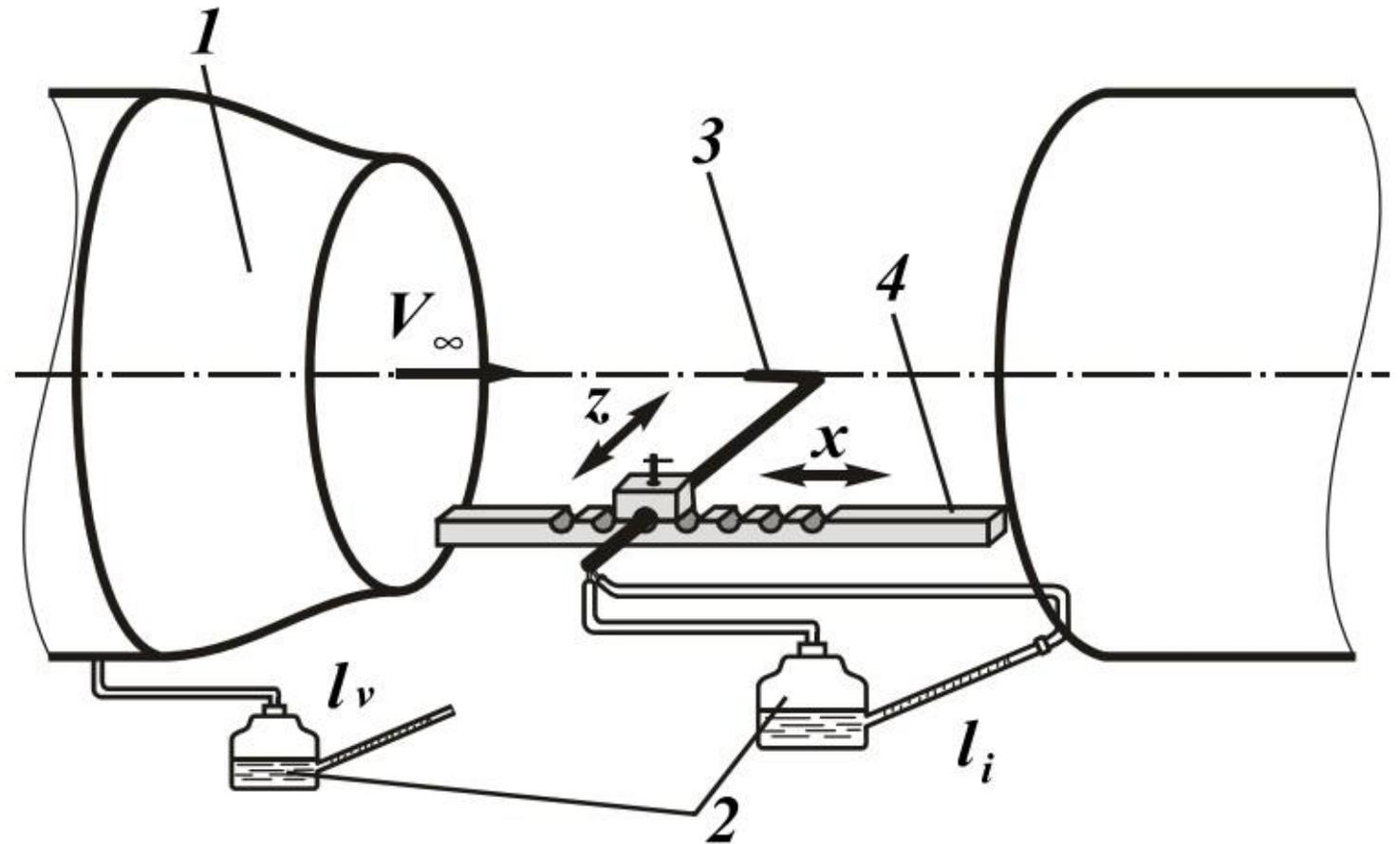


Рис. 4.5. Изменение скоростного напора в открытой рабочей части аэродинамической трубы

Измерение поля скоростей струи

Рис. 4.7. Схема экспериментальной установки: 1 – аэродинамическая труба Т-5; 2 – микроманометры; 3 – комбинированный насадок; 4 – координатник



Поле скоростей

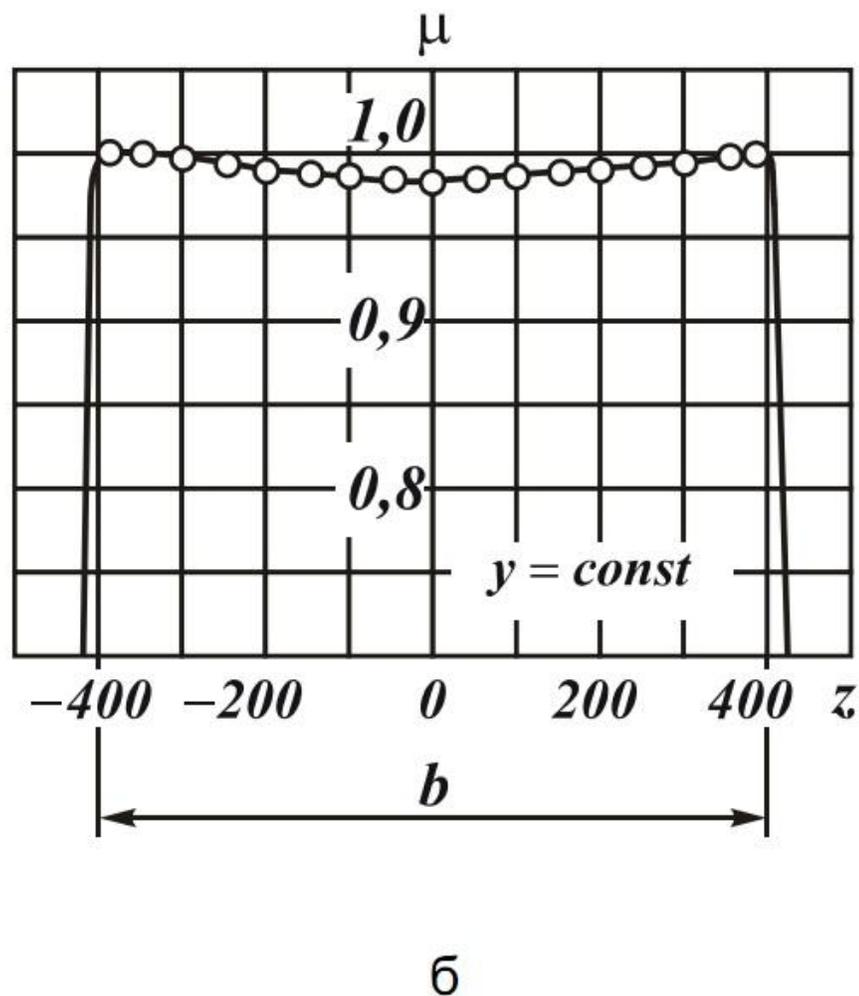
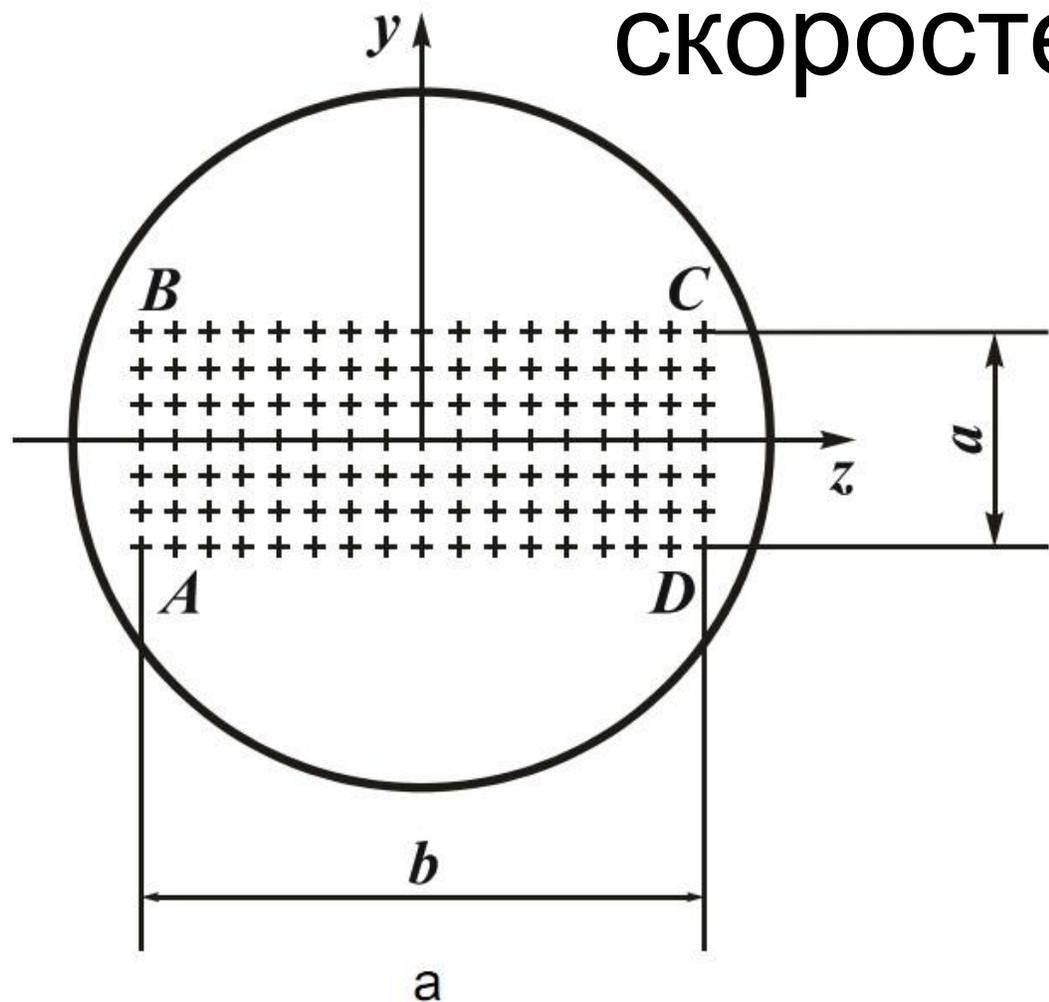


Рис. 4.6. Схема измерения динамического давления в выбранном сечении рабочей части аэродинамической трубы (а); график изменения коэффициента поля вдоль оси z при $y = const$ (б)

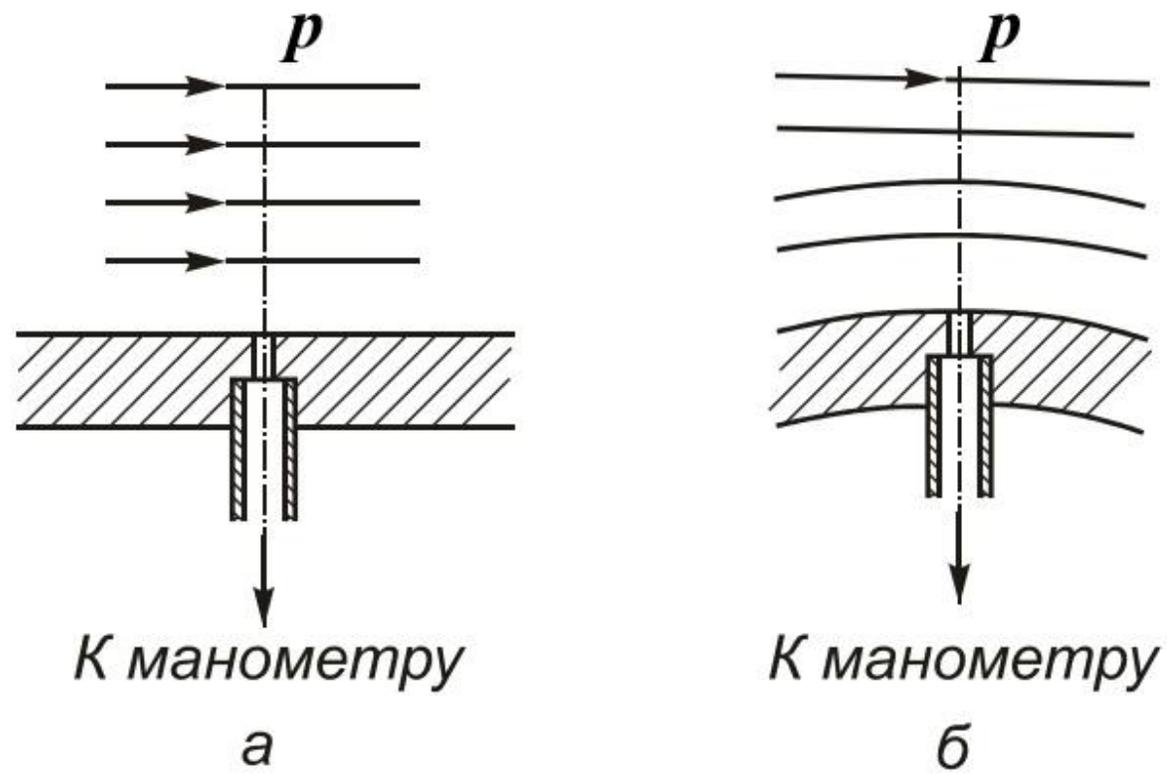


Рис. 3.4. Измерение статического давления: а – на плоской стенке; б – на криволинейной стенке

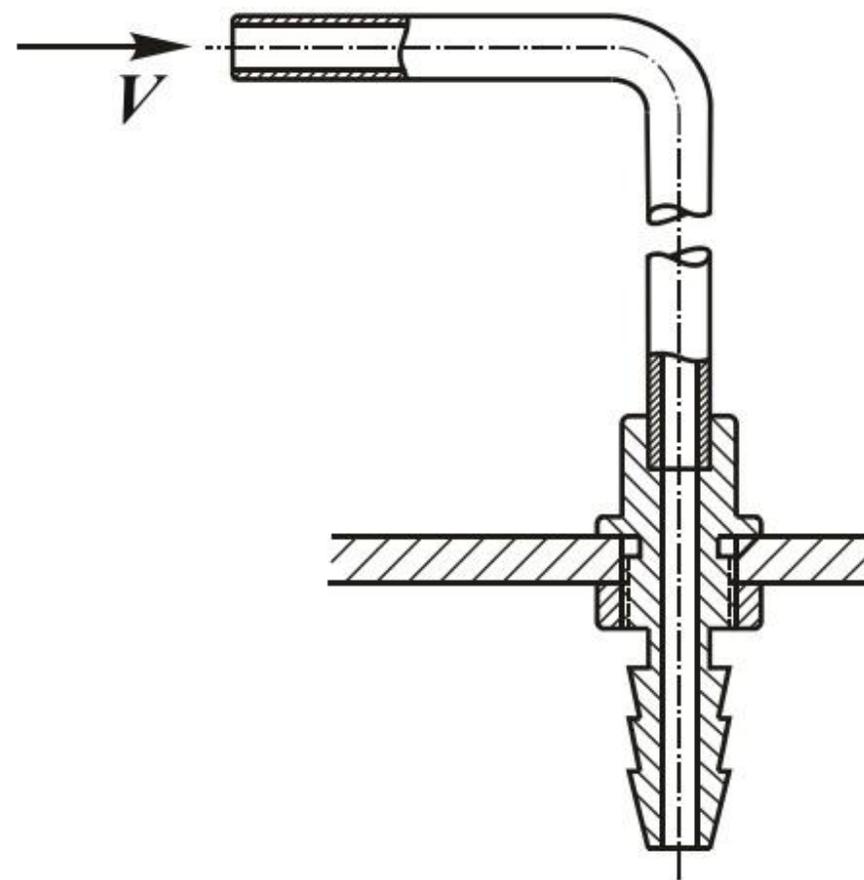


Рис. 3.5. Приемник полного давления

Измерительный инструмент

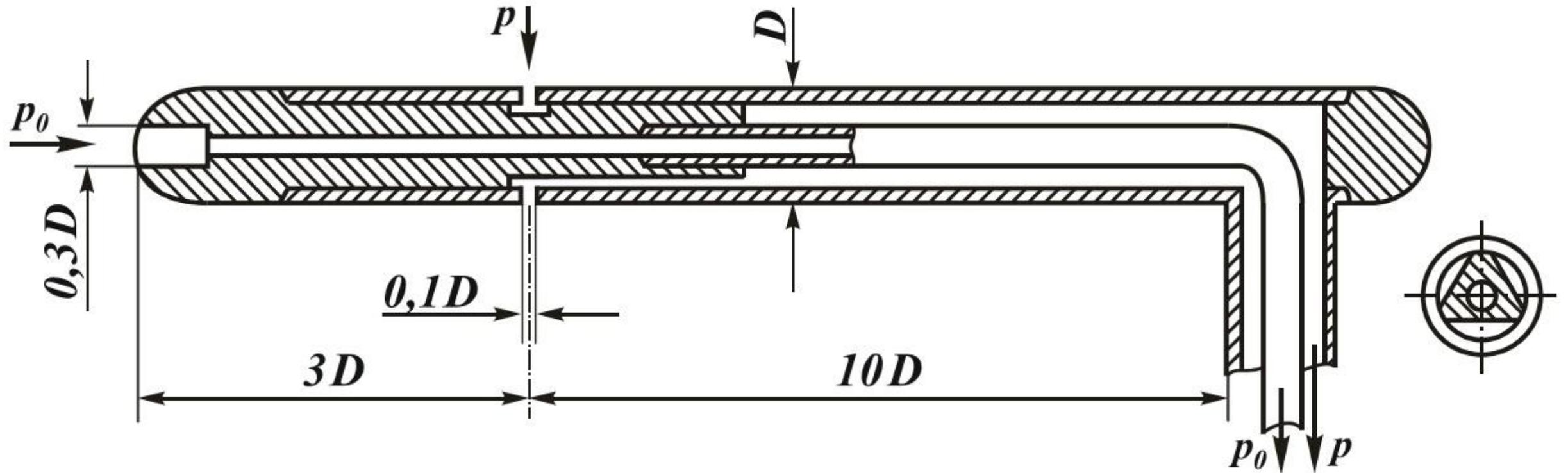


Рис. 3.6. Комбинированный насадок

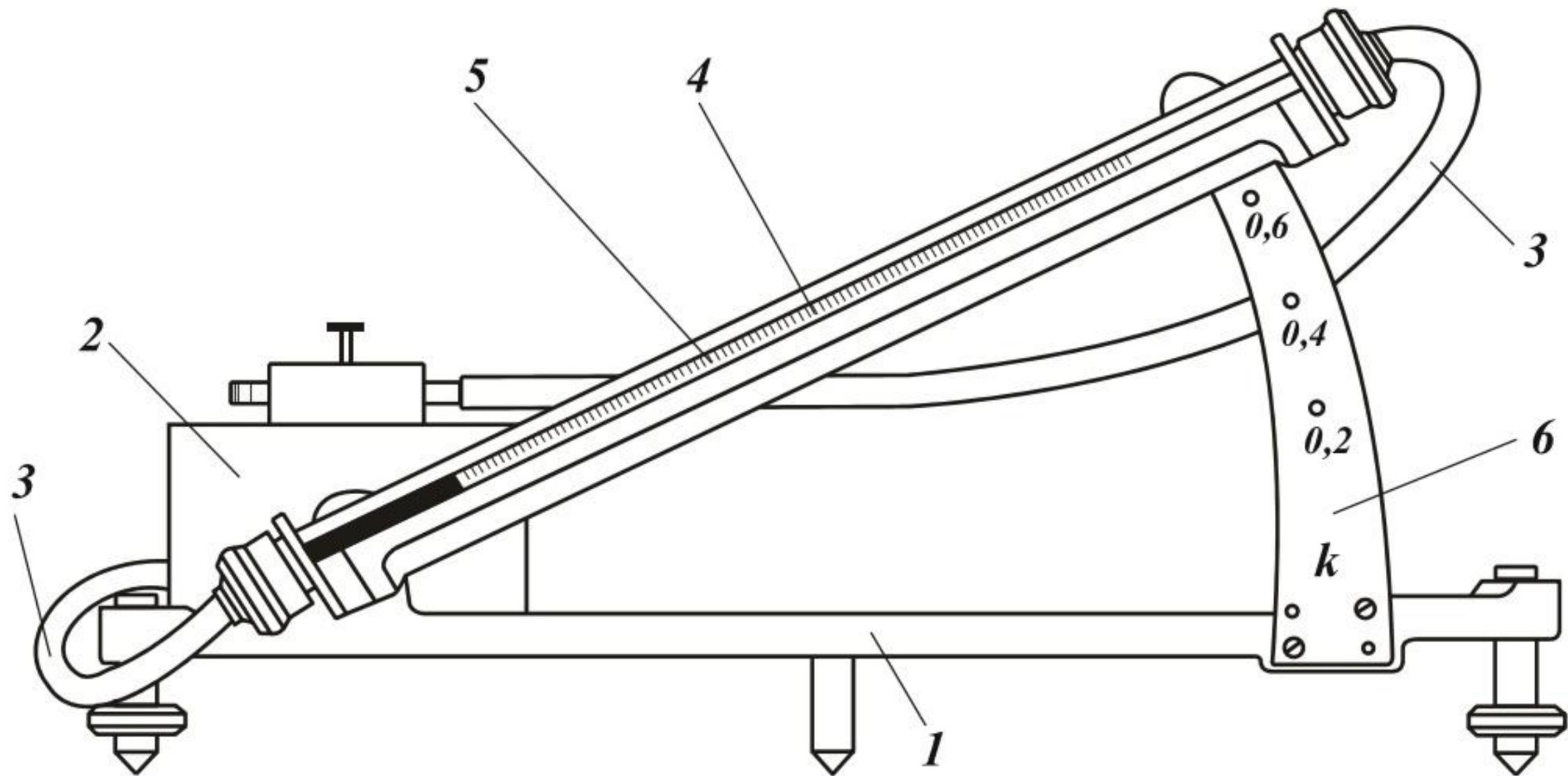
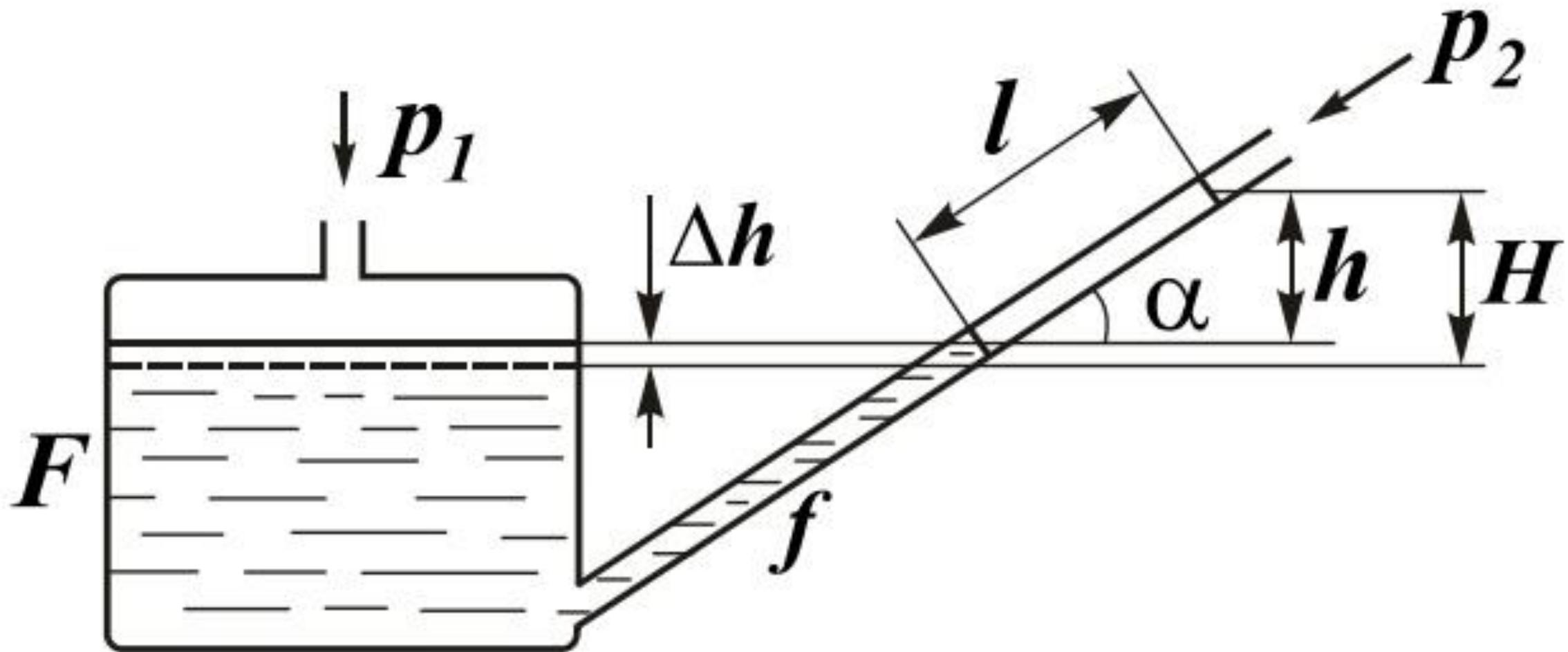


Рис. 3.1. Микроманометр

Схема работы микроманометра



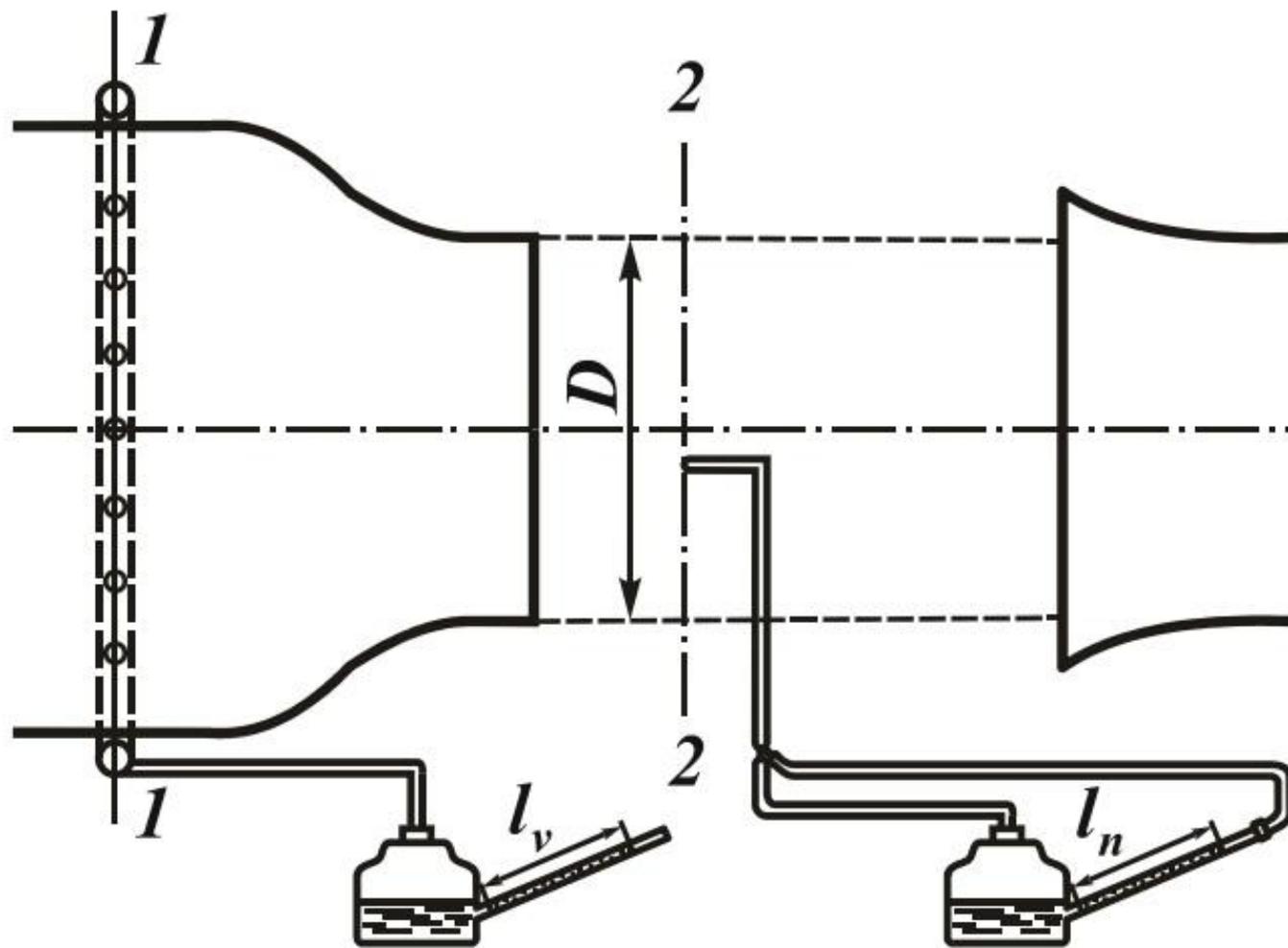
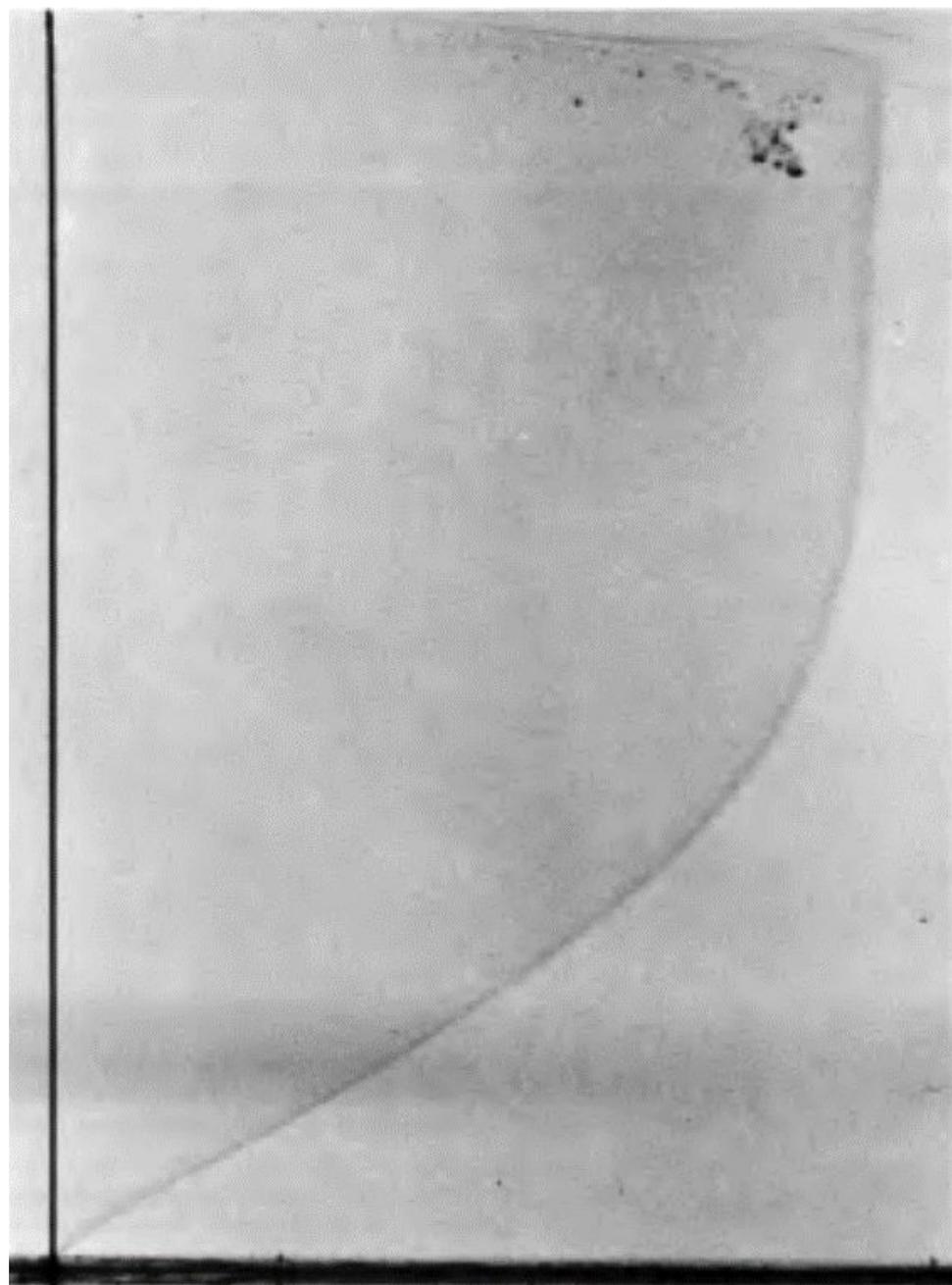


Рис. 3.7. К определению величин скоростного напора и скорости потока в рабочей части аэродинамической трубы



30. Профиль Блазиуса пограничного слоя на плоской пластинке. Профиль тангенциальной составляющей скорости в ламинарном пограничном слое на плоской пластинке, открытом Прандтлем, точно вычисленный Блазиусом, визуализируется с помощью теллура. Вода течет со скоростью 9 см/с. Число Рейнольдса, рассчитанное по расстоянию сечения от передней кромки, равно 500, а толщина вытеснения равна примерно 5 мм. Тонкая теллуровая проволока в левой части снимка, протянутая перпендикулярно пластинке, подвергается воздействию электрического импульса продолжительностью в несколько миллисекунд. Химическая реакция порождает тонкое коллоидное облако, которое дрейфует вместе с потоком и мгновенно позже фотографируется с целью фиксации профиля скорости. Фото F. X. Wortmann

Рис. 4.2. Схема установки для определения параметров пограничного слоя на плоской пластине: 1 – рабочая часть аэродинамической трубы Т-8; 2 – стенка рабочей части трубы; 3 – насадок; 4 – координатник; 5 – микроманометр; 6 – приемник статического давления; 7 – металлическая пластина

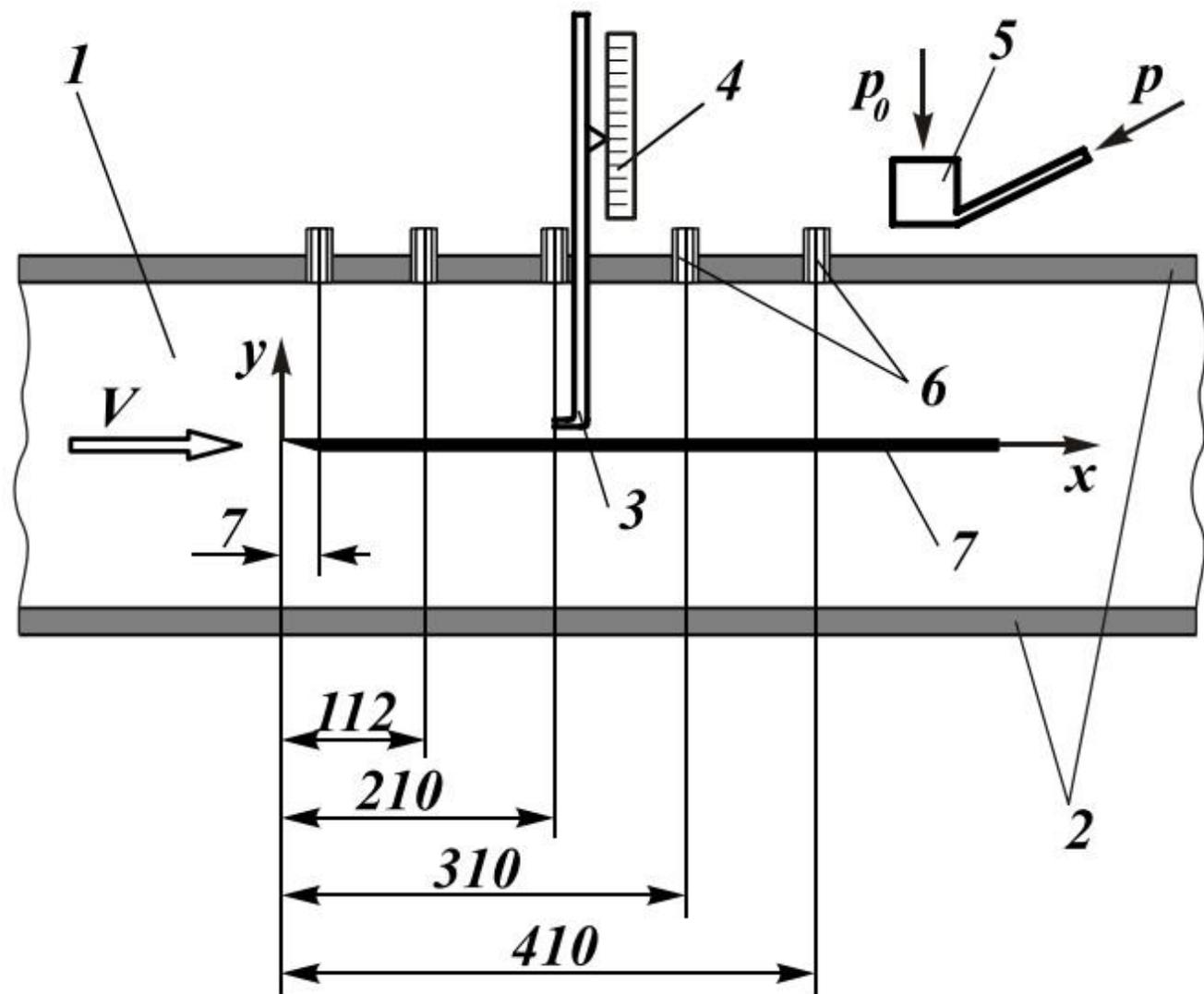
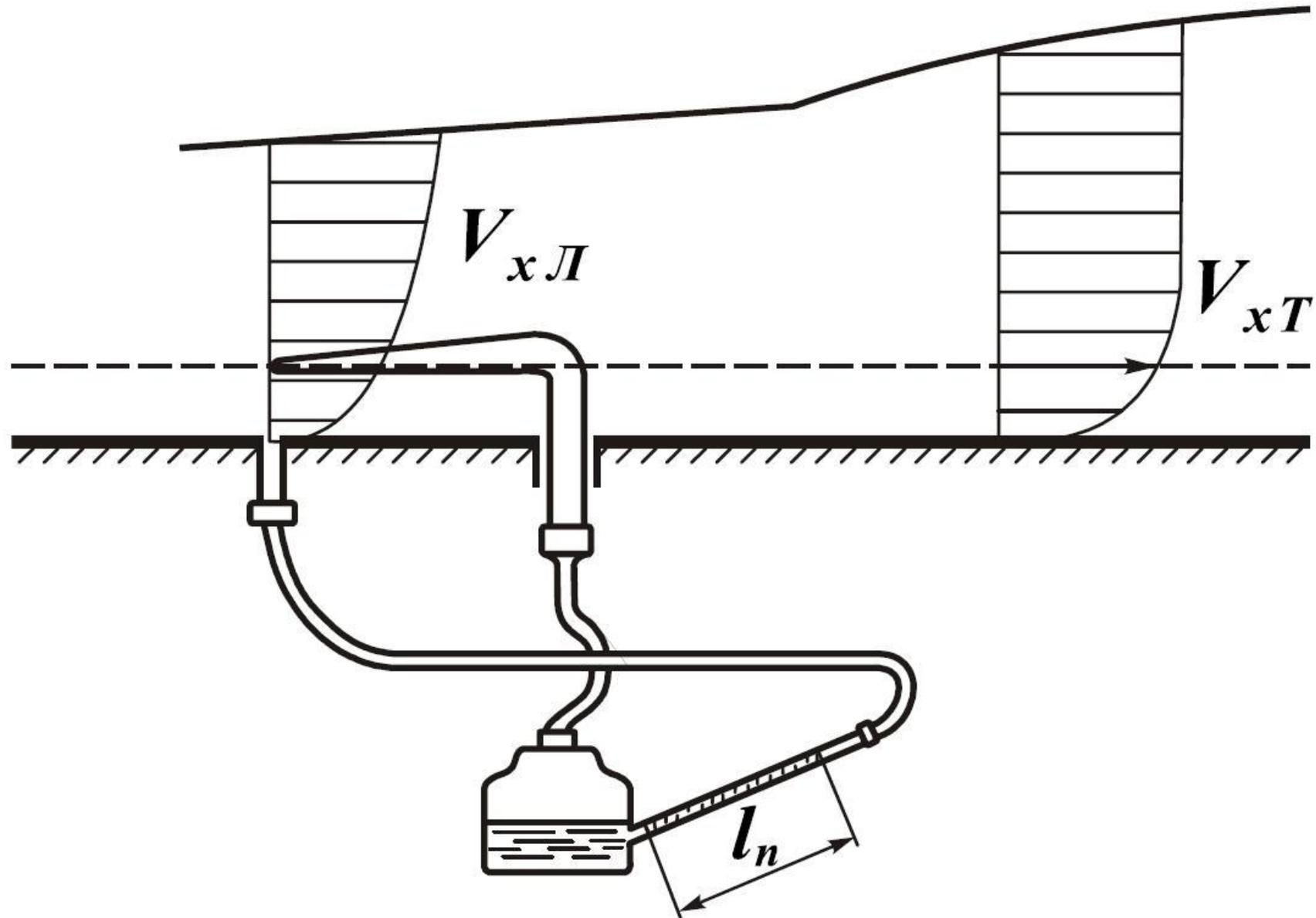


Схема измерения пограничного слоя



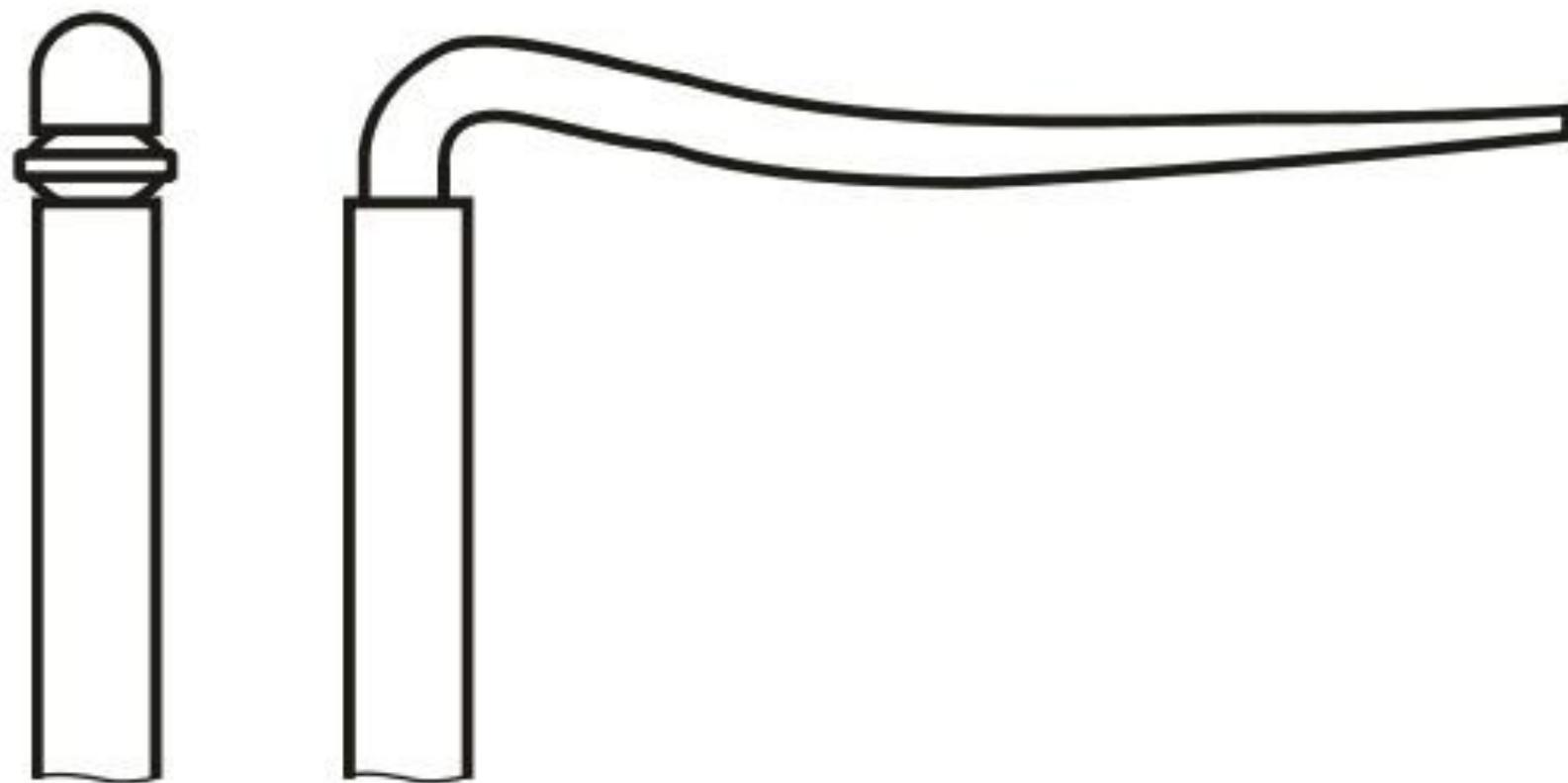


Рис. 3.9. Микронасадок полного давления

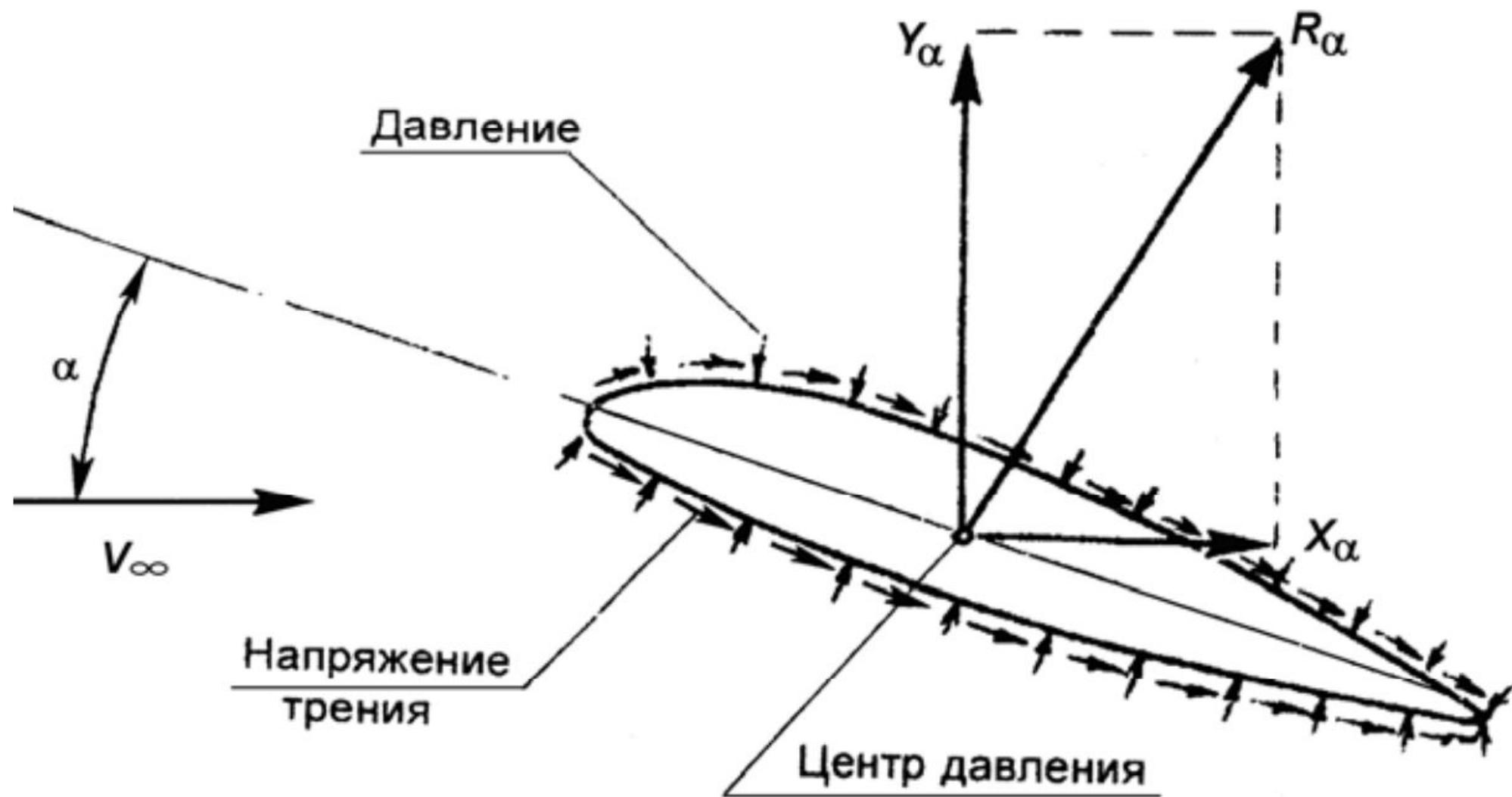


Рис. 1. Возникновение аэродинамических сил на крыле

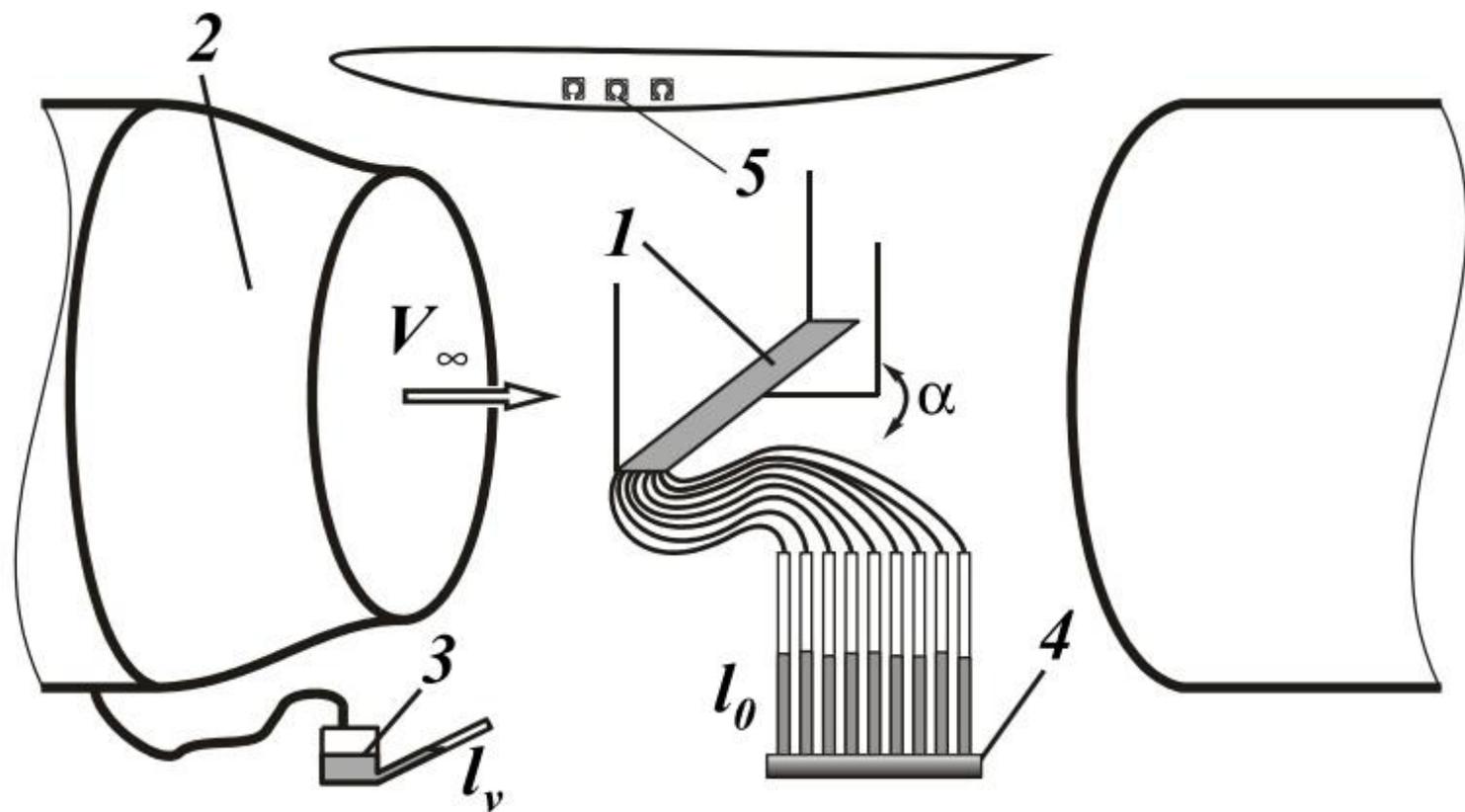
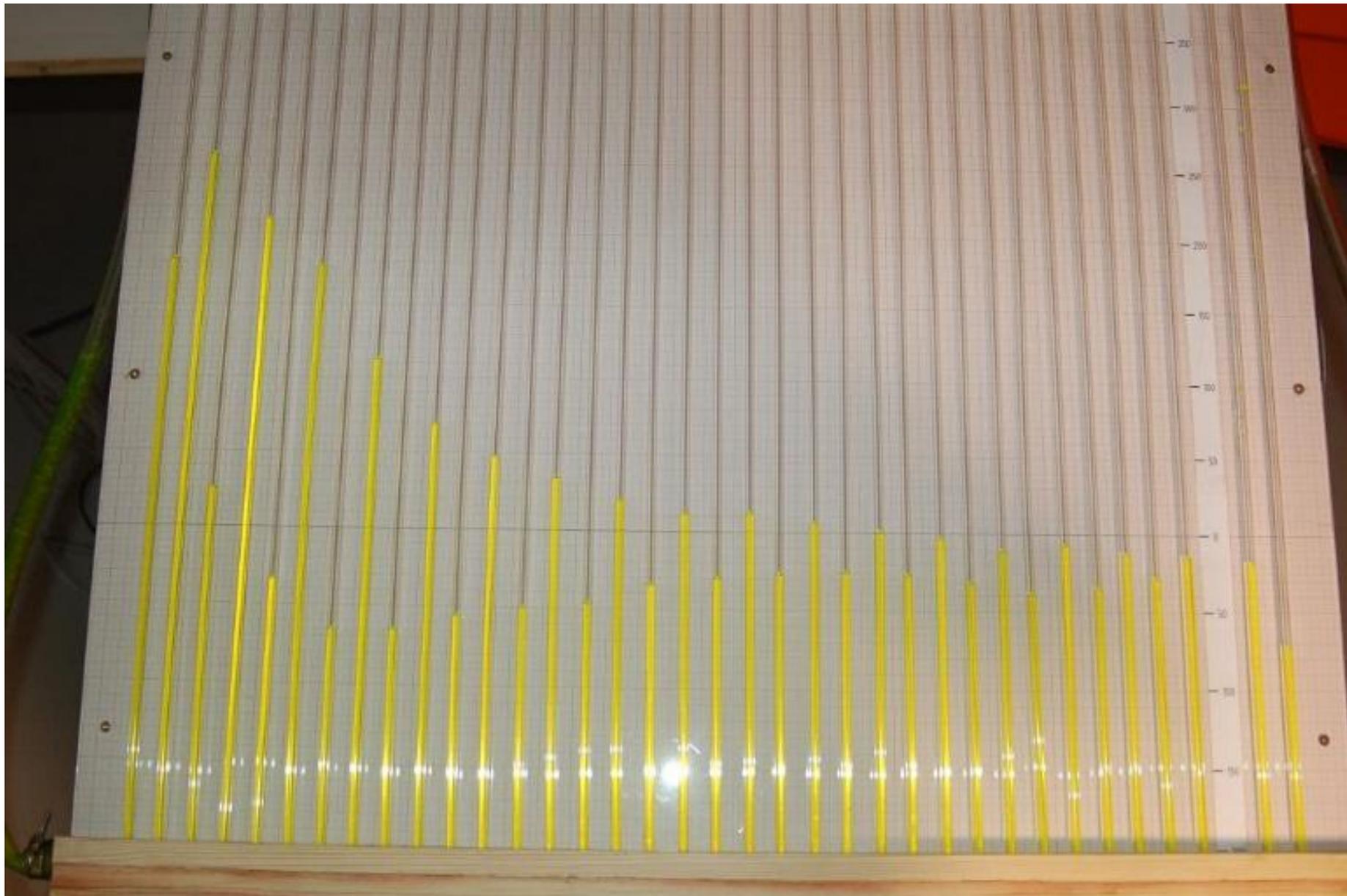


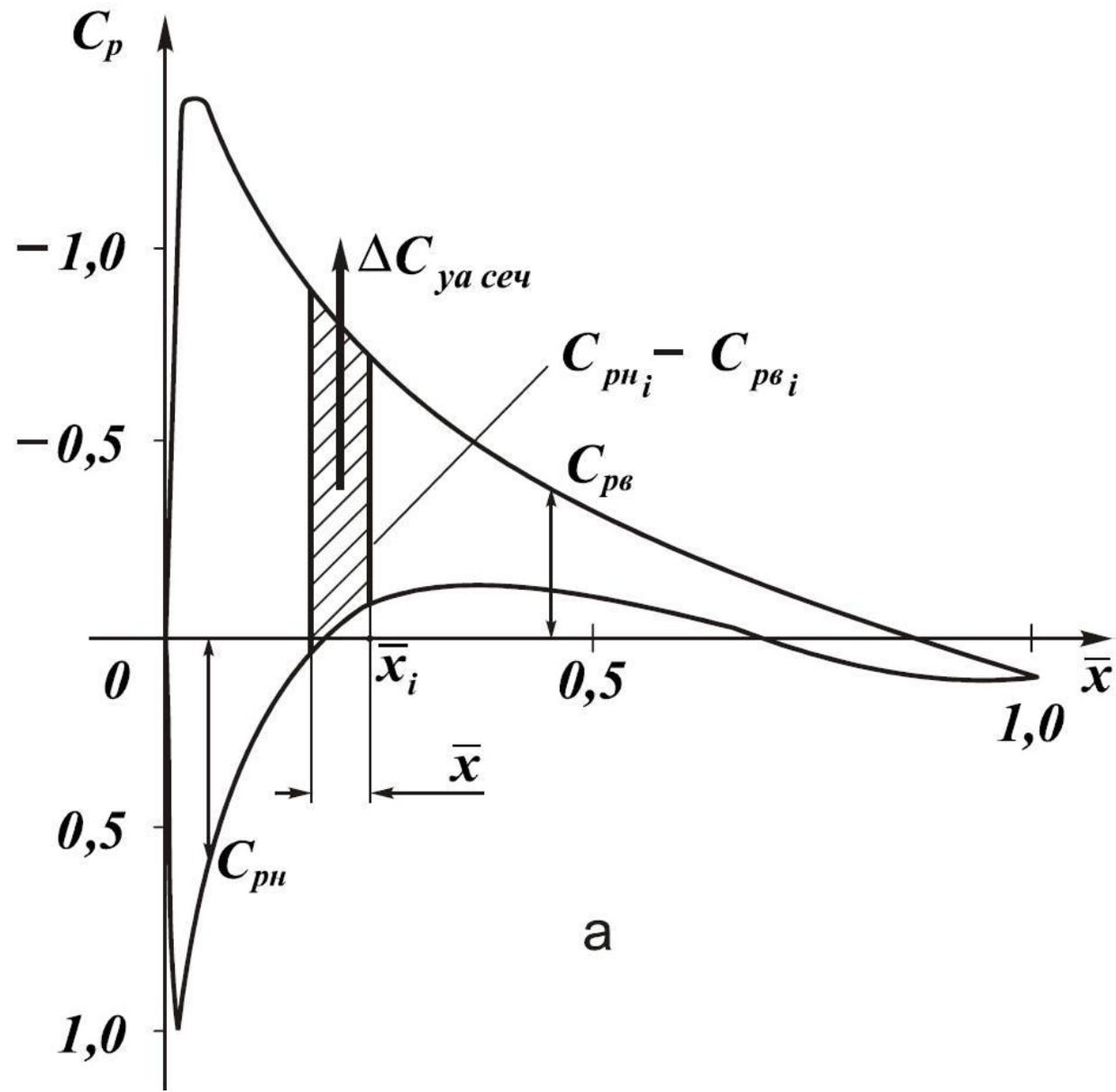
Рис. 4.12. Схема экспериментальной установки для определения коэффициента давления: 1 – дренированная модель крыла; 2 – аэродинамическая труба Т-5; 3 – микроманометр; 4 – батарейный манометр; 5 – дренажные отверстия



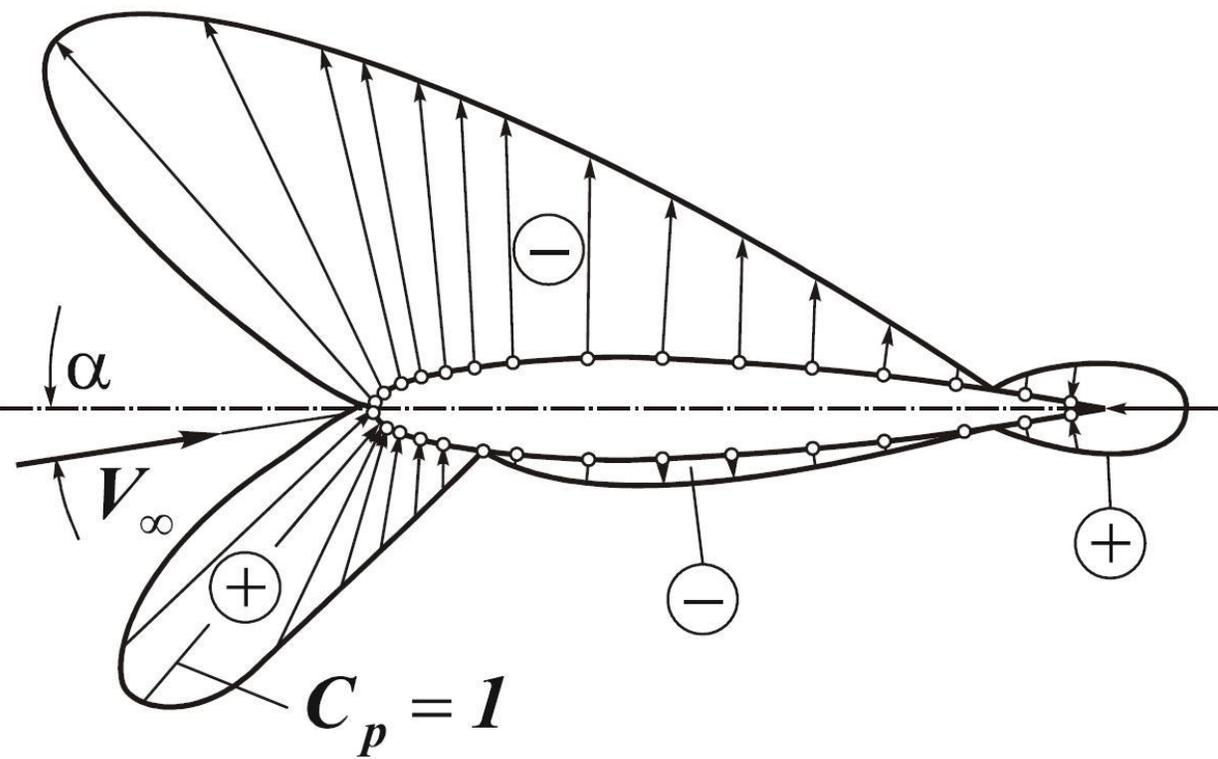
Дренированное
крыло

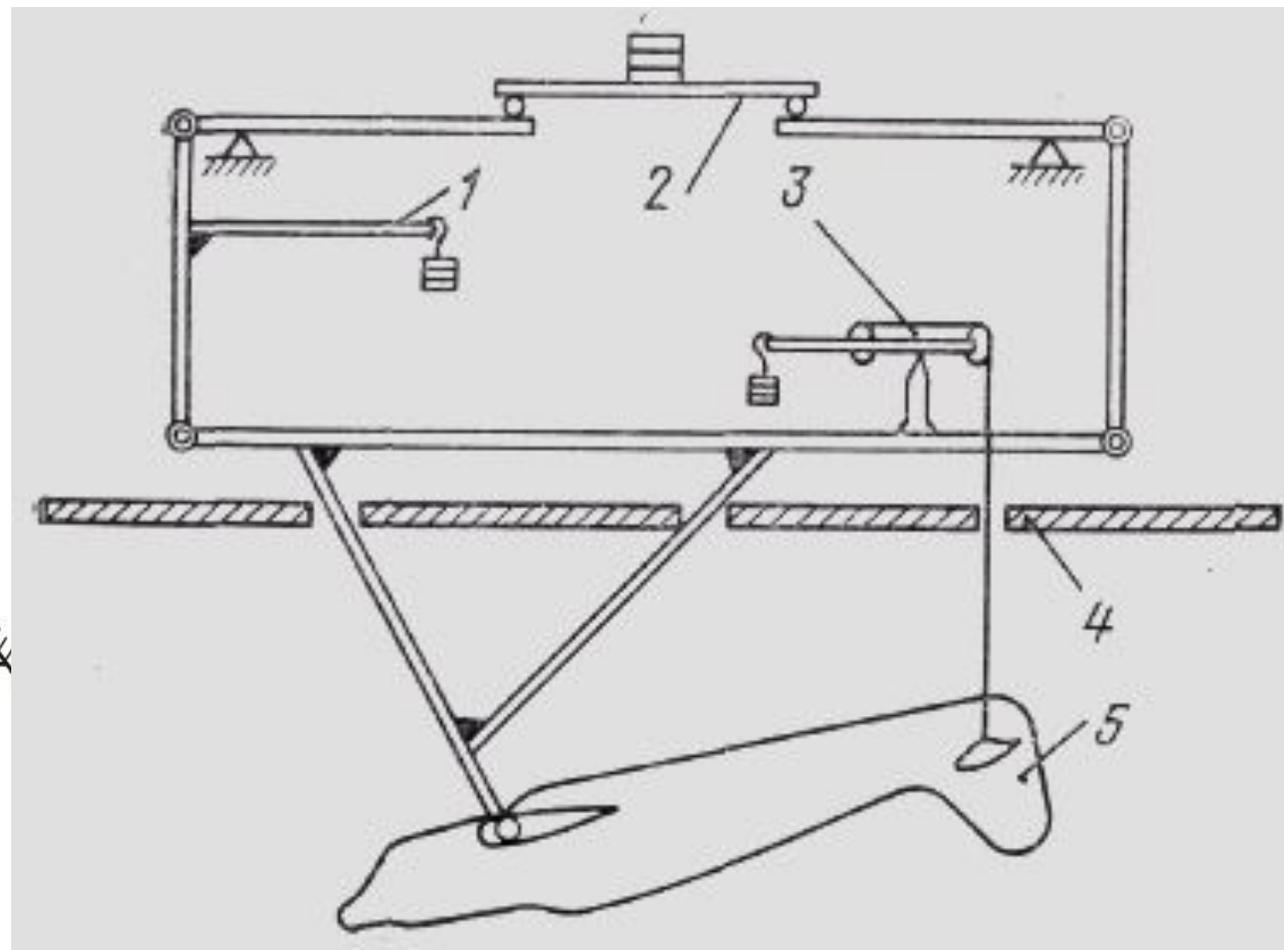
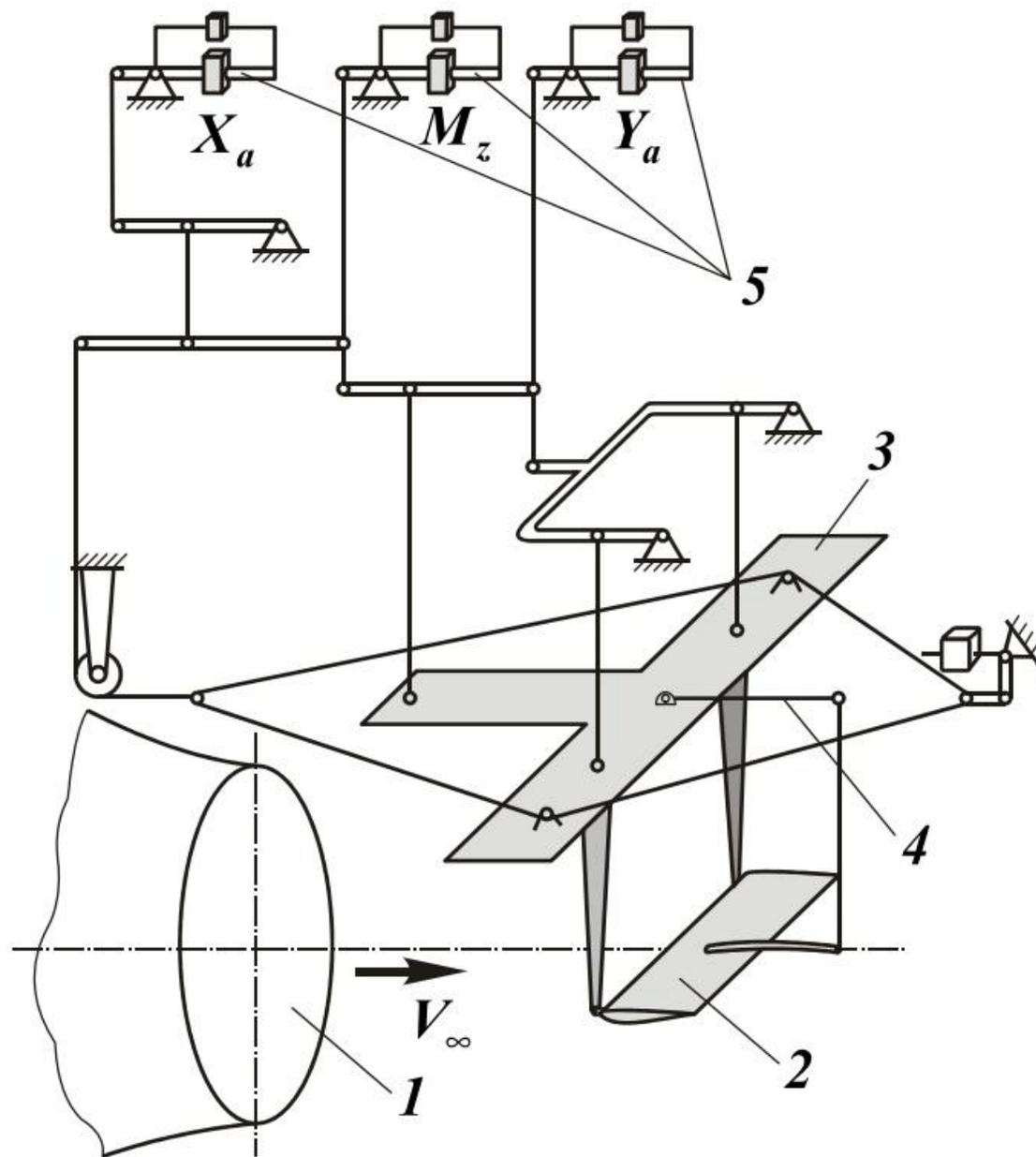
Батарейный манометр

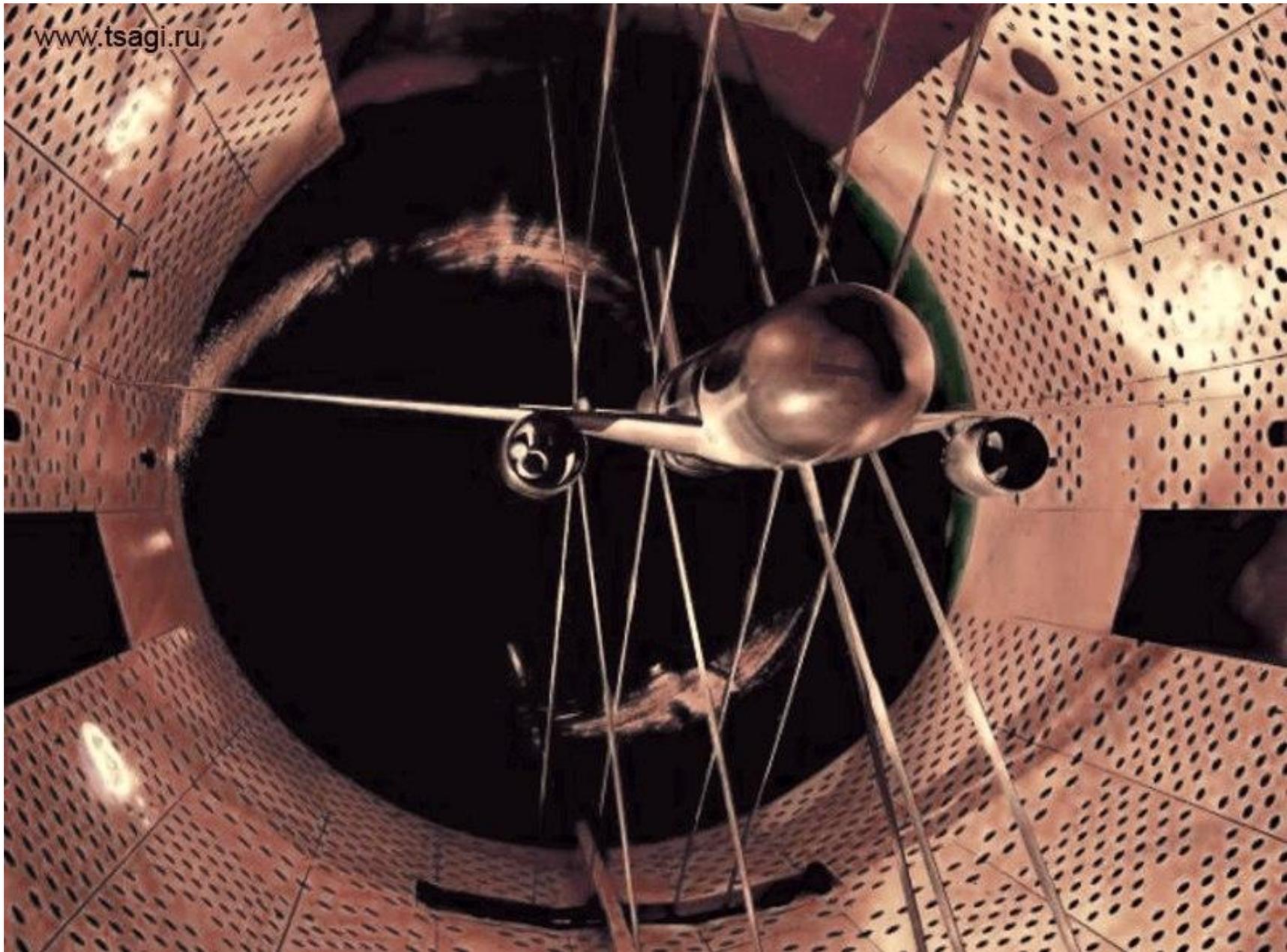




a







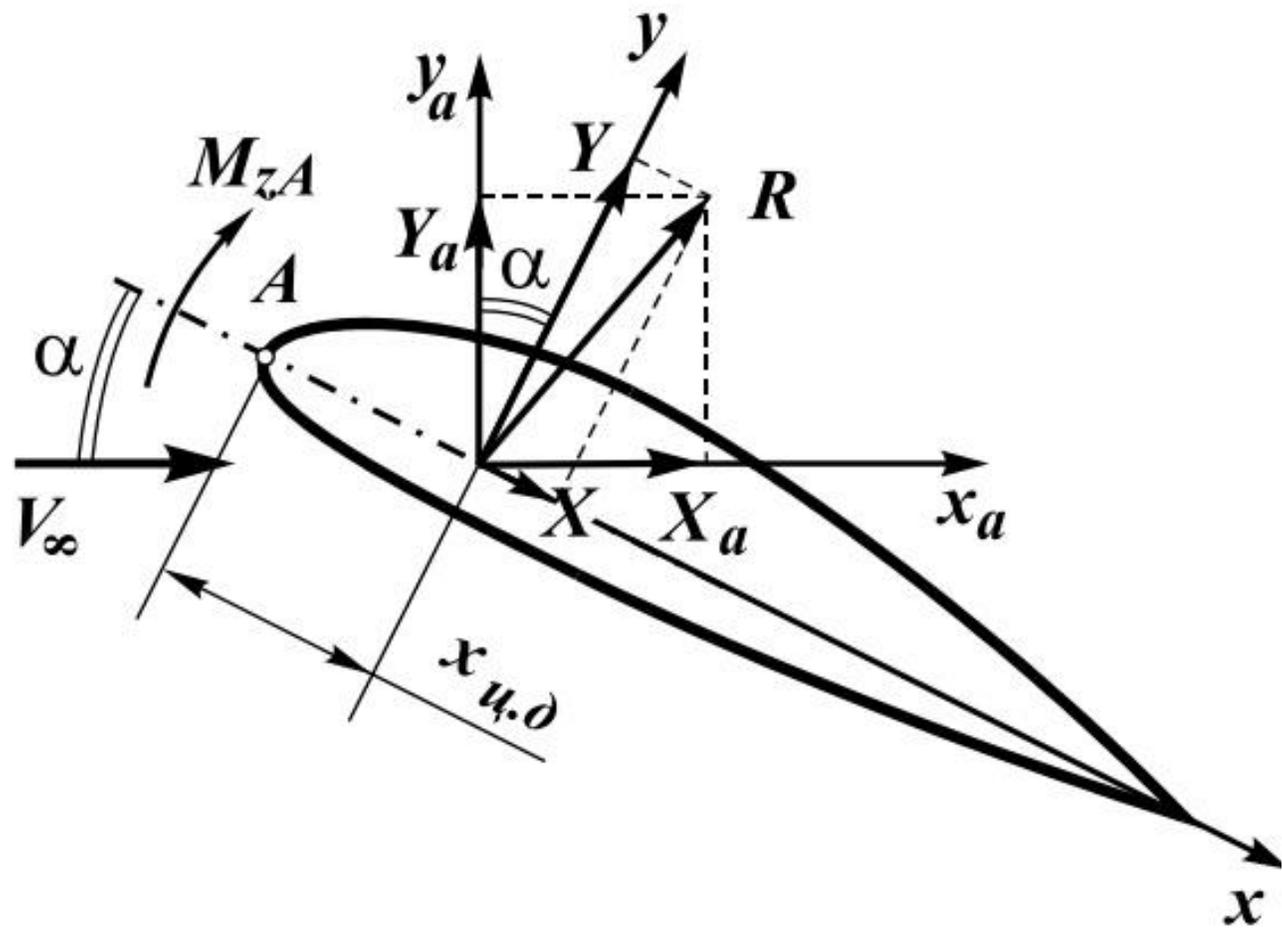


Рис. 1.2. Аэродинамические силы в скоростной и связанной системах координат

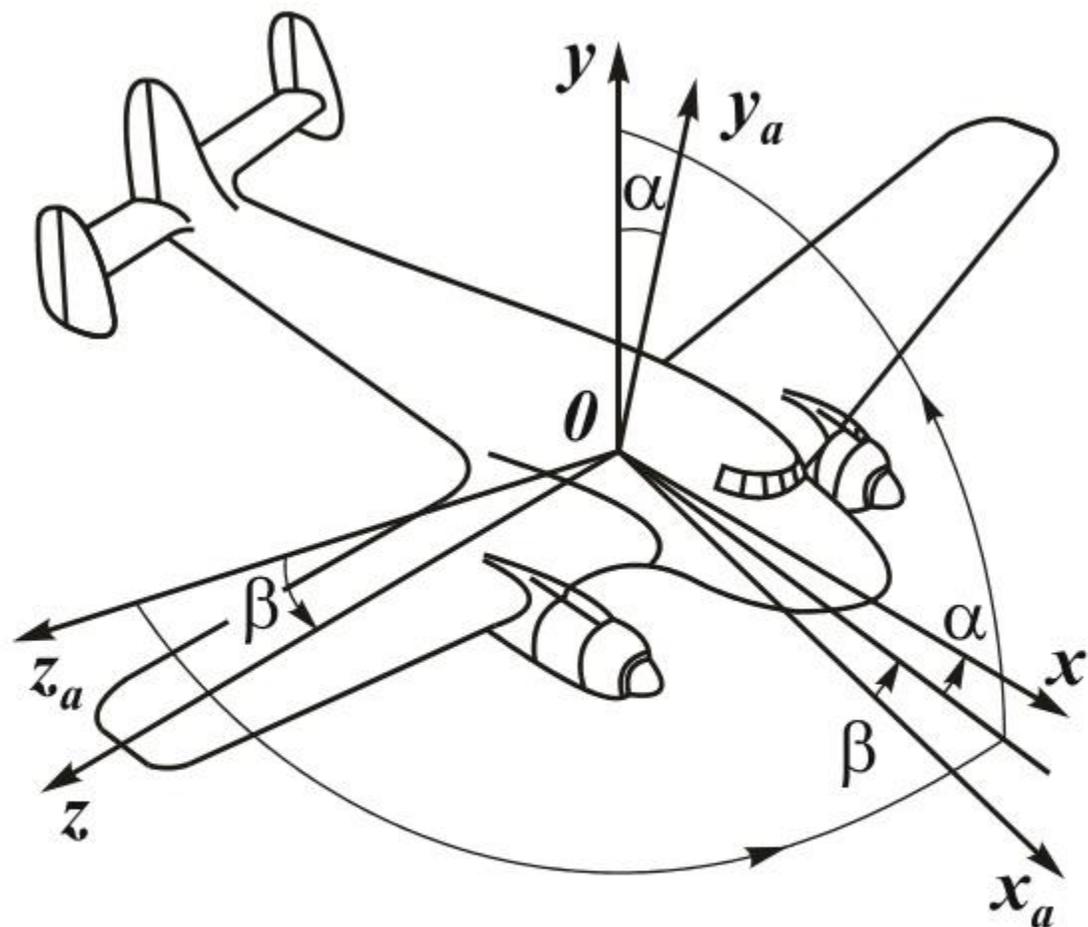
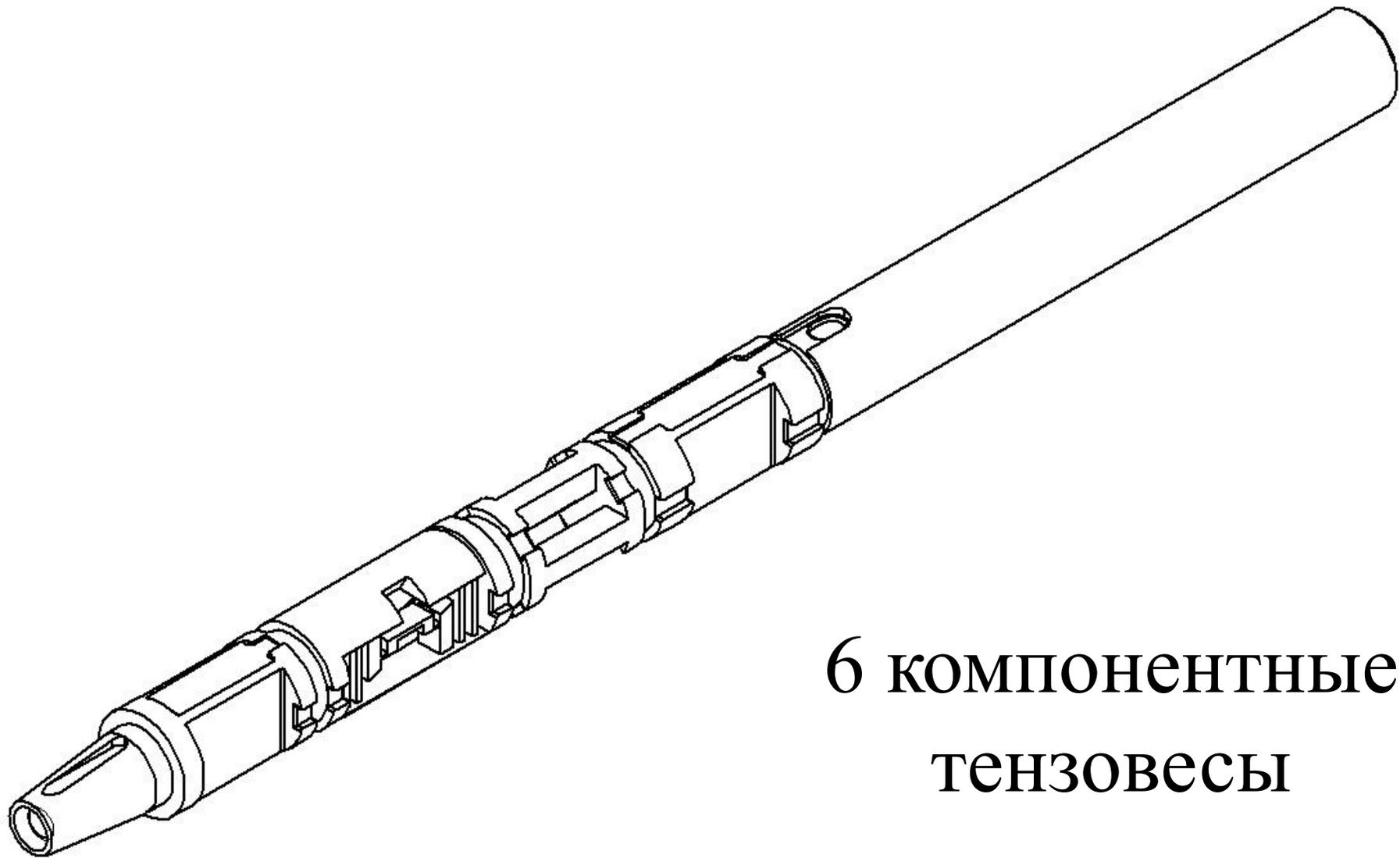
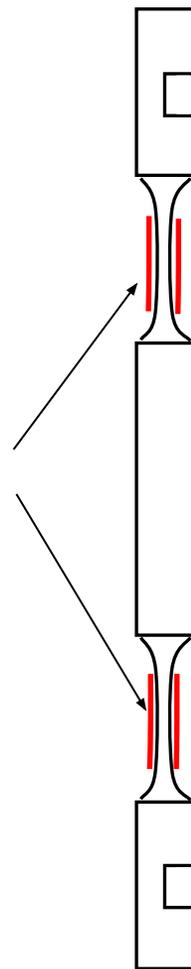
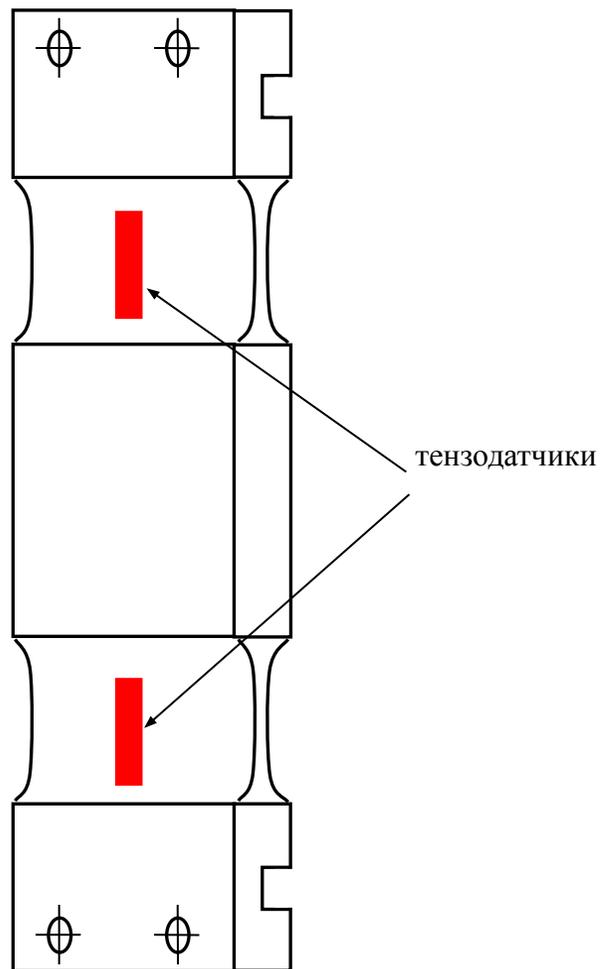


Рис. 1.1. Связанная и скоростная системы координат



**6 КОМПОНЕНТНЫЕ
ТЕНЗОВЕСЫ**



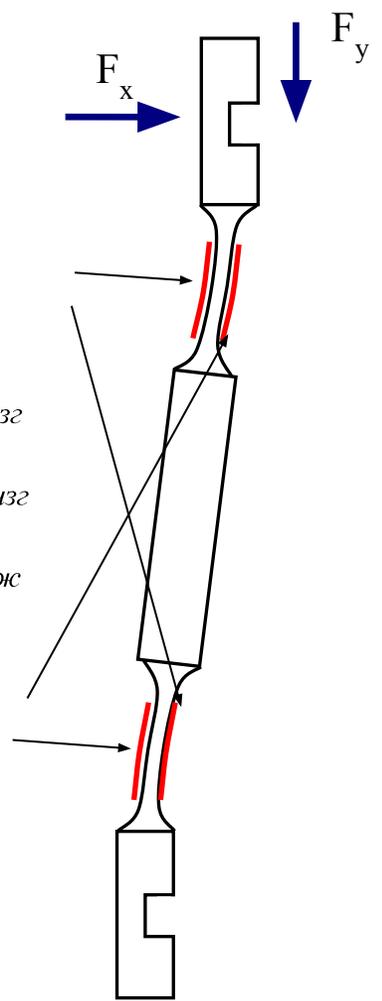
$$l_1 = l_0 - \Delta l_{сжс} - \Delta l_{изг}$$

$$l_2 = l_0 - \Delta l_{сжс} + \Delta l_{изг}$$

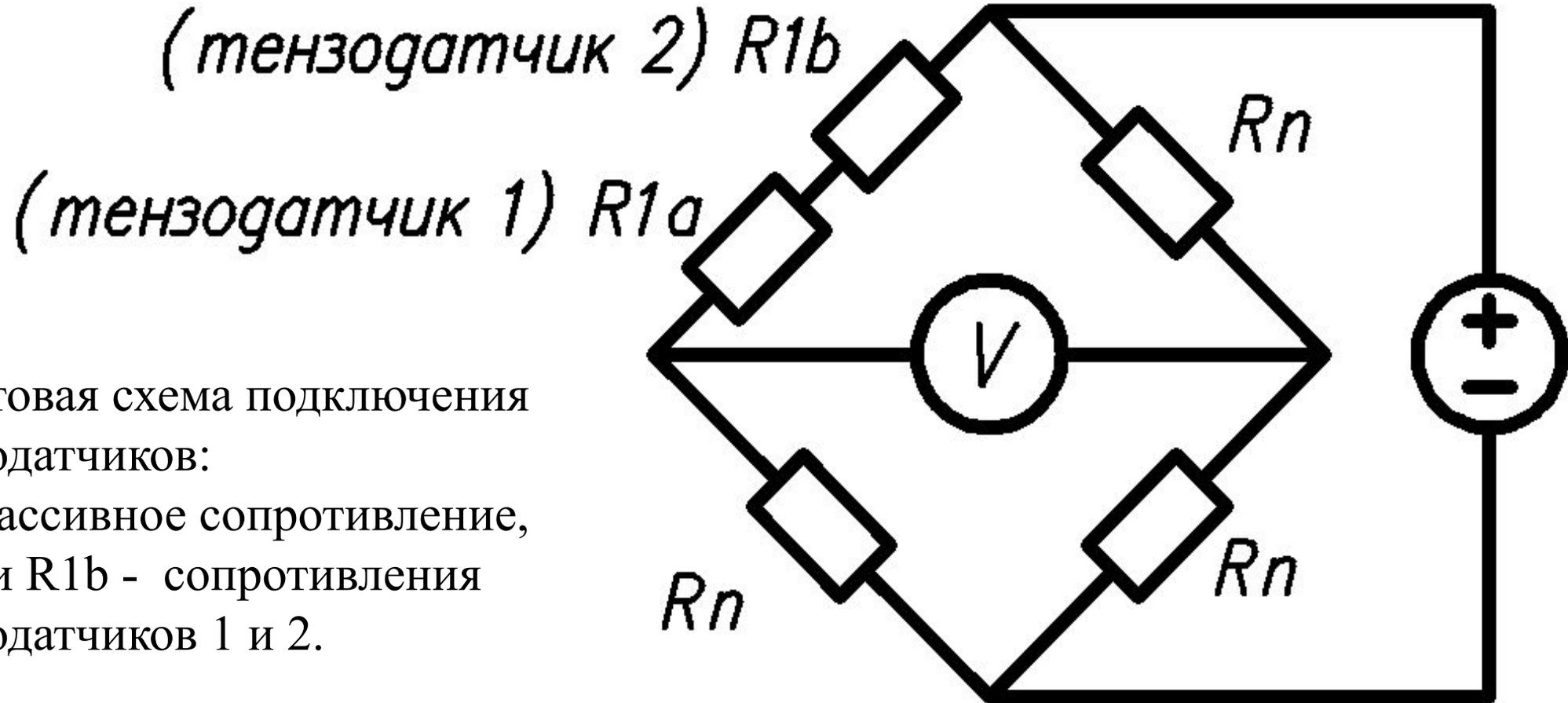
$$l_1 + l_2 - 2l_0 = 2\Delta l_{сжс}$$

растяжение

сжатие



Тензометрический мост



Мостовая схема подключения тензодатчиков:

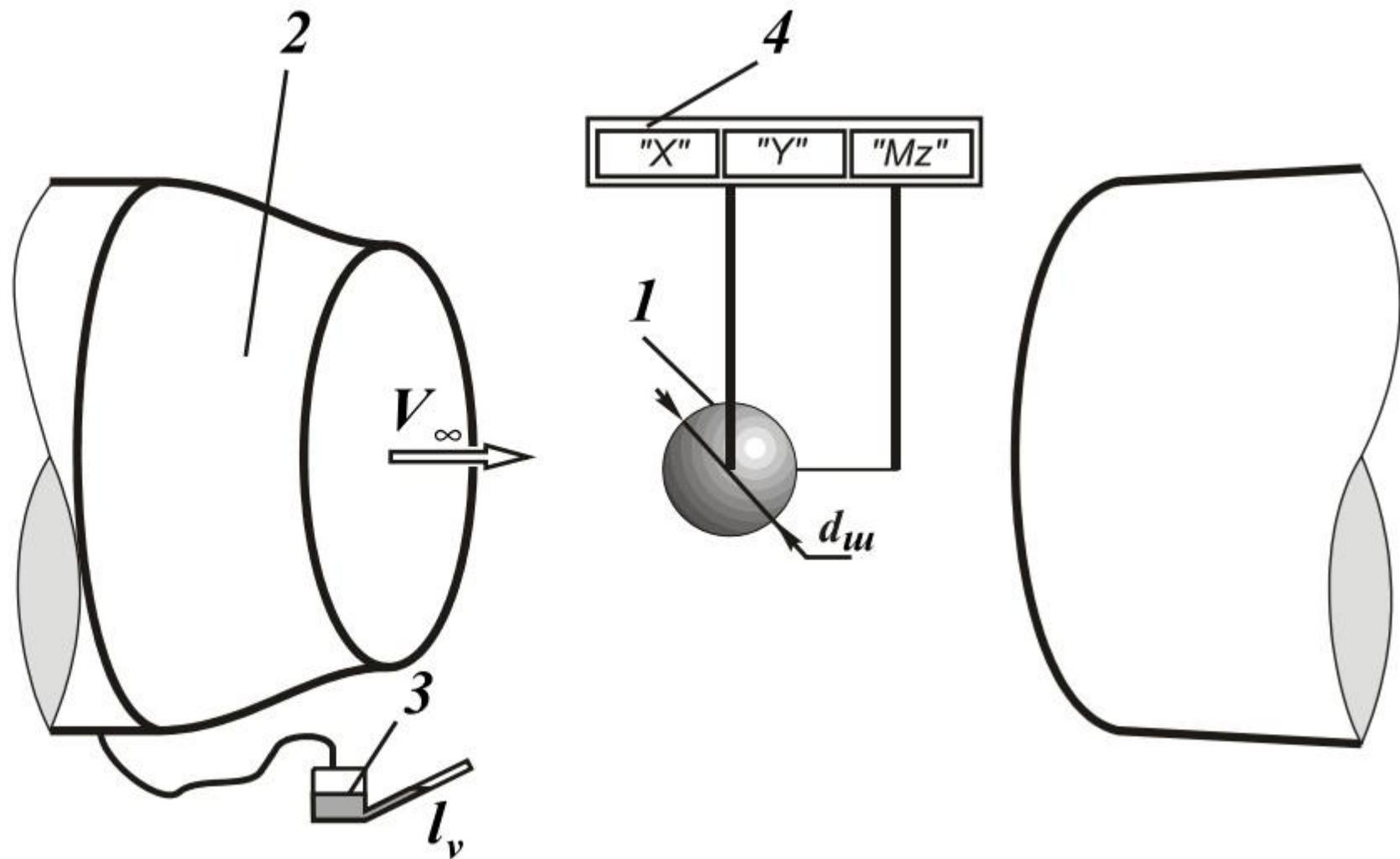
Rn -пассивное сопротивление,
 $R1a$ и $R1b$ - сопротивления тензодатчиков 1 и 2.



Экранный эффект



Рис. 4.21. Схема экспериментальной установки для определения коэффициента лобового сопротивления шара:
1 – модель шара;
2 – аэродинамическая труба Т-5;
3 – микроманометр;
4 – аэродинамические весы АВТ-5



Влияние турбулентности потока
на коэффициент лобового
сопротивления шара

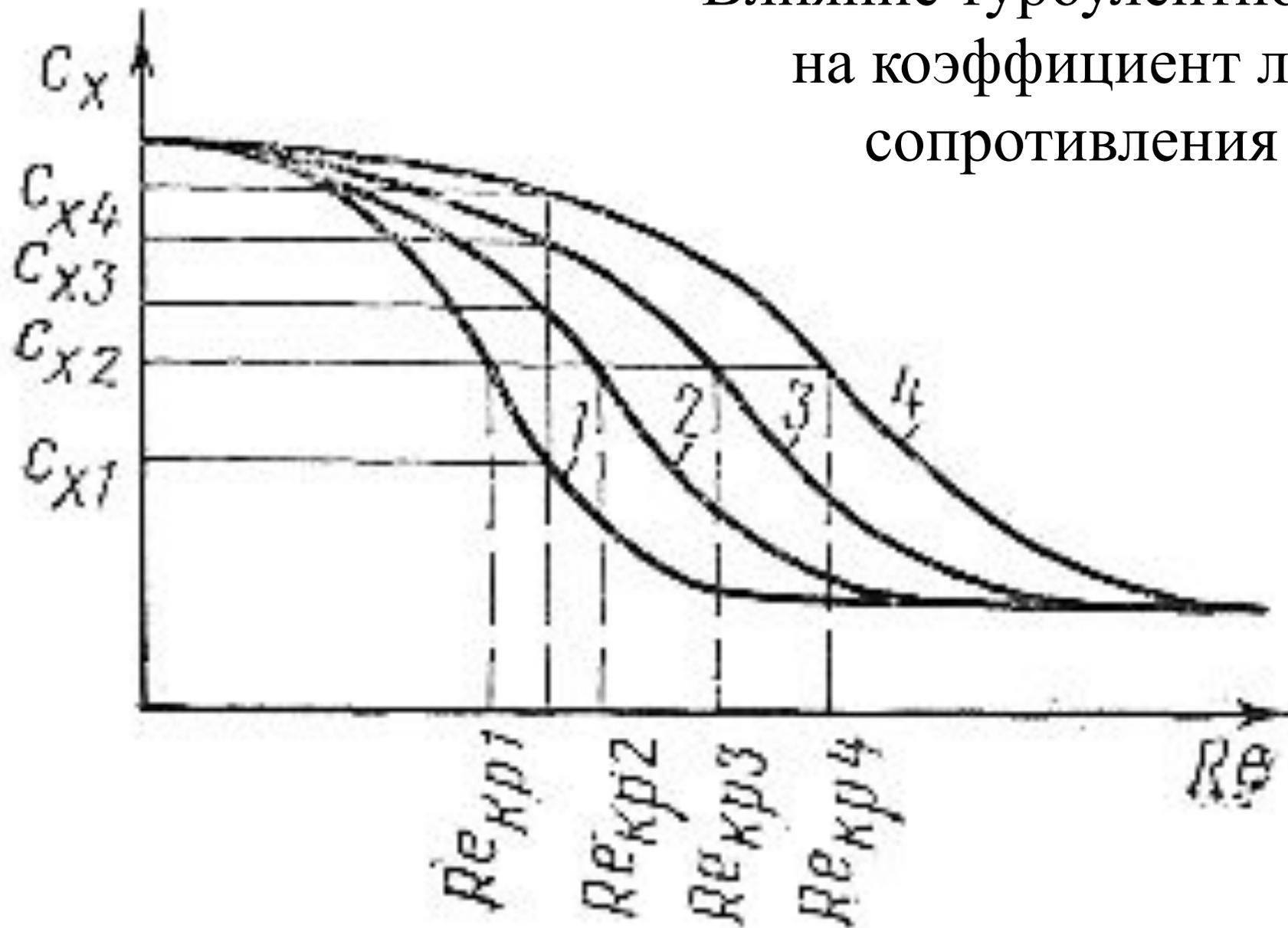


Рис. 4.24. Картина обтекания шара при $Re = 15\,000$ [2].

Ламинарный пограничный слой отрывается перед экватором, оставаясь ламинарным на длине, почти равной радиусу. Затем слой становится неустойчивым и быстро превращается в турбулентный

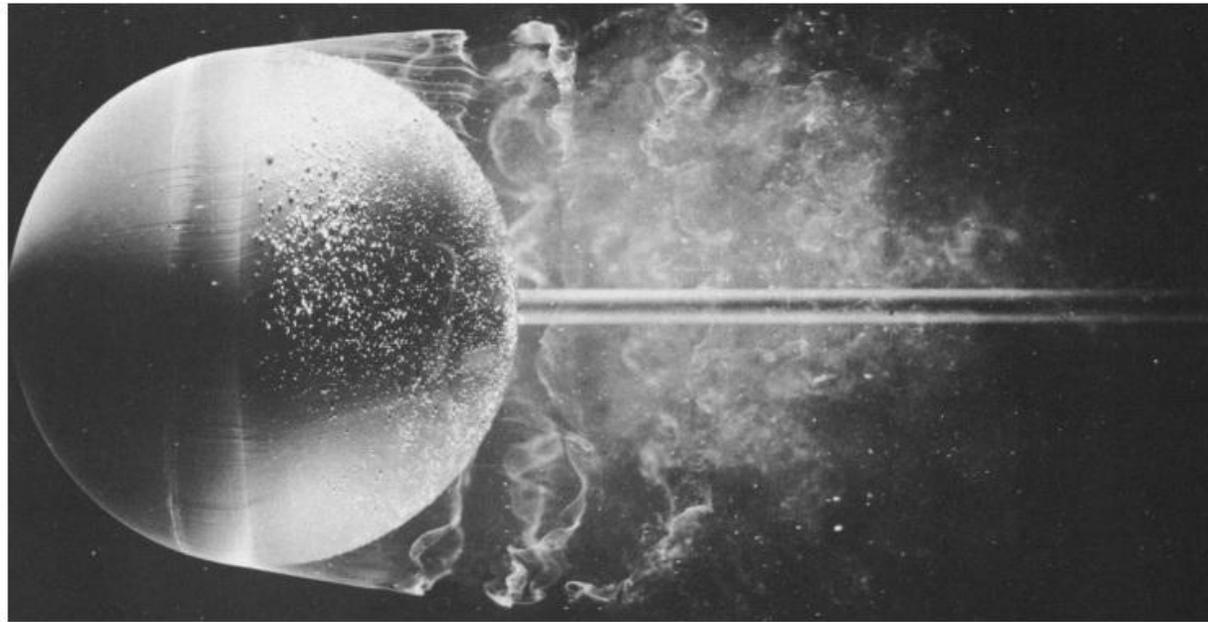


Рис. 4.25. Картина обтекания шара с турбулизатором при $Re = 30\,000$ [2]. Визуализация осуществлена с помощью воздушных пузырьков в воде. Надетый на шар *проволочный обруч* возмущает пограничный слой, который становится турбулентным и отрывается ниже по потоку, чем если бы он был ламинарным

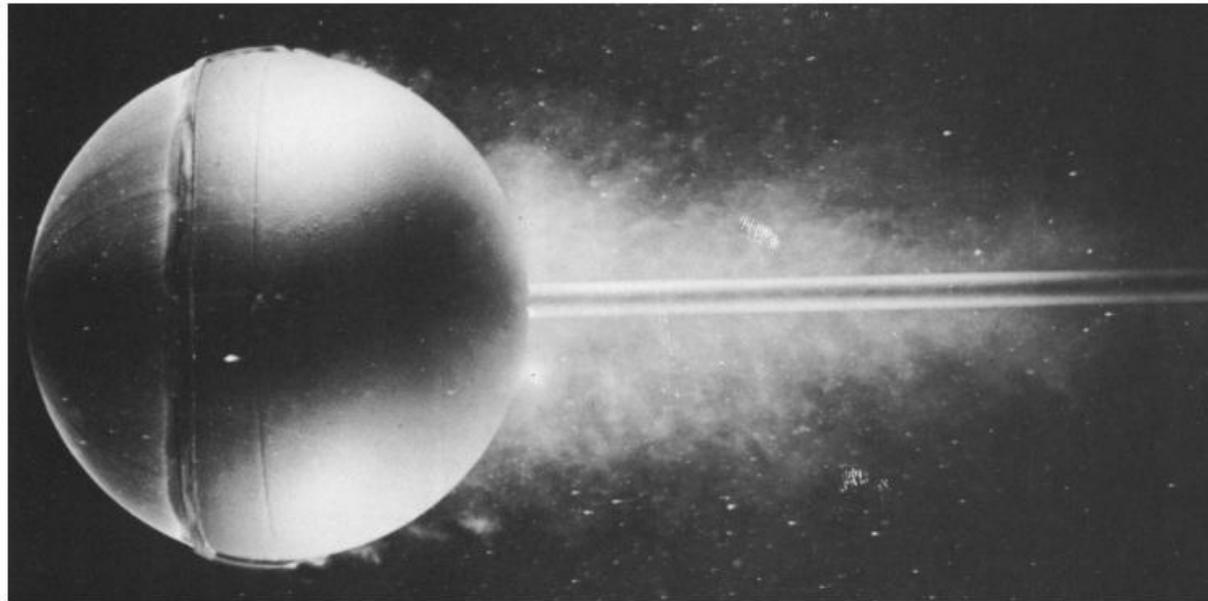


Рис. 2.10. Визуализация в аэродинамической трубе Т-4 ХАИ с помощью метода шелковинок

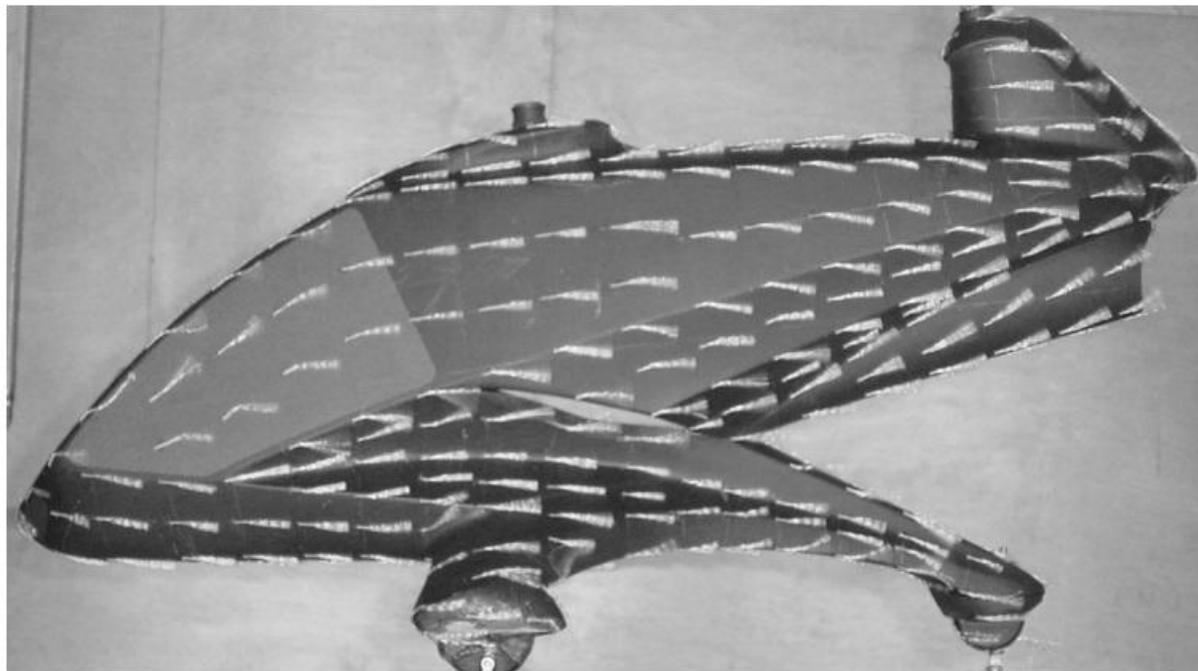
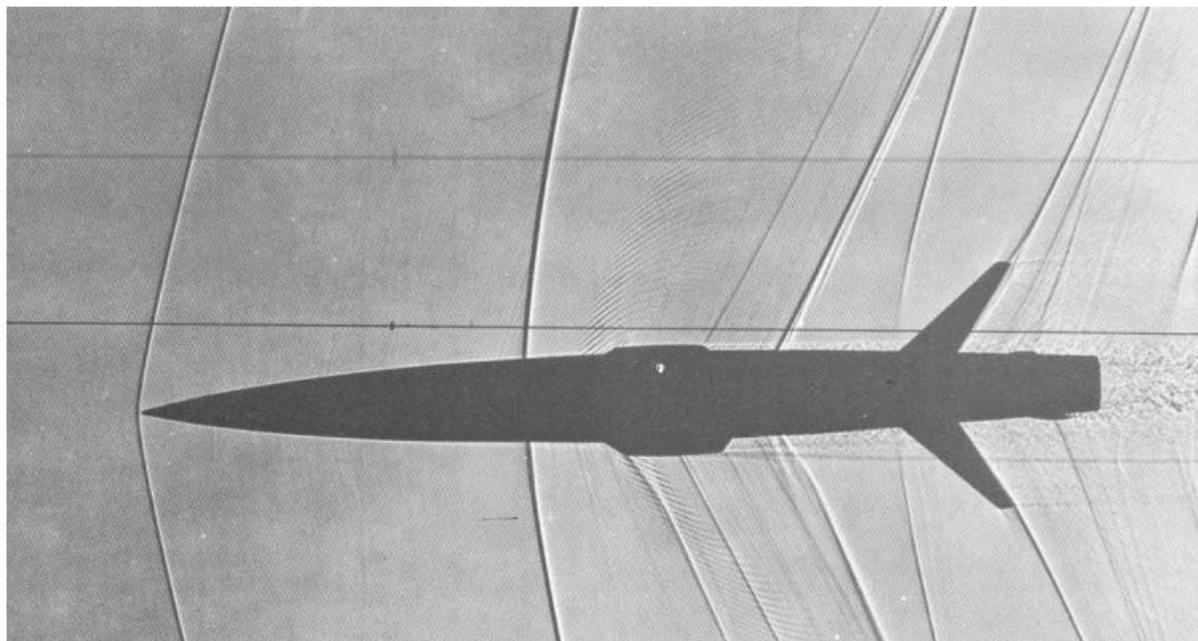
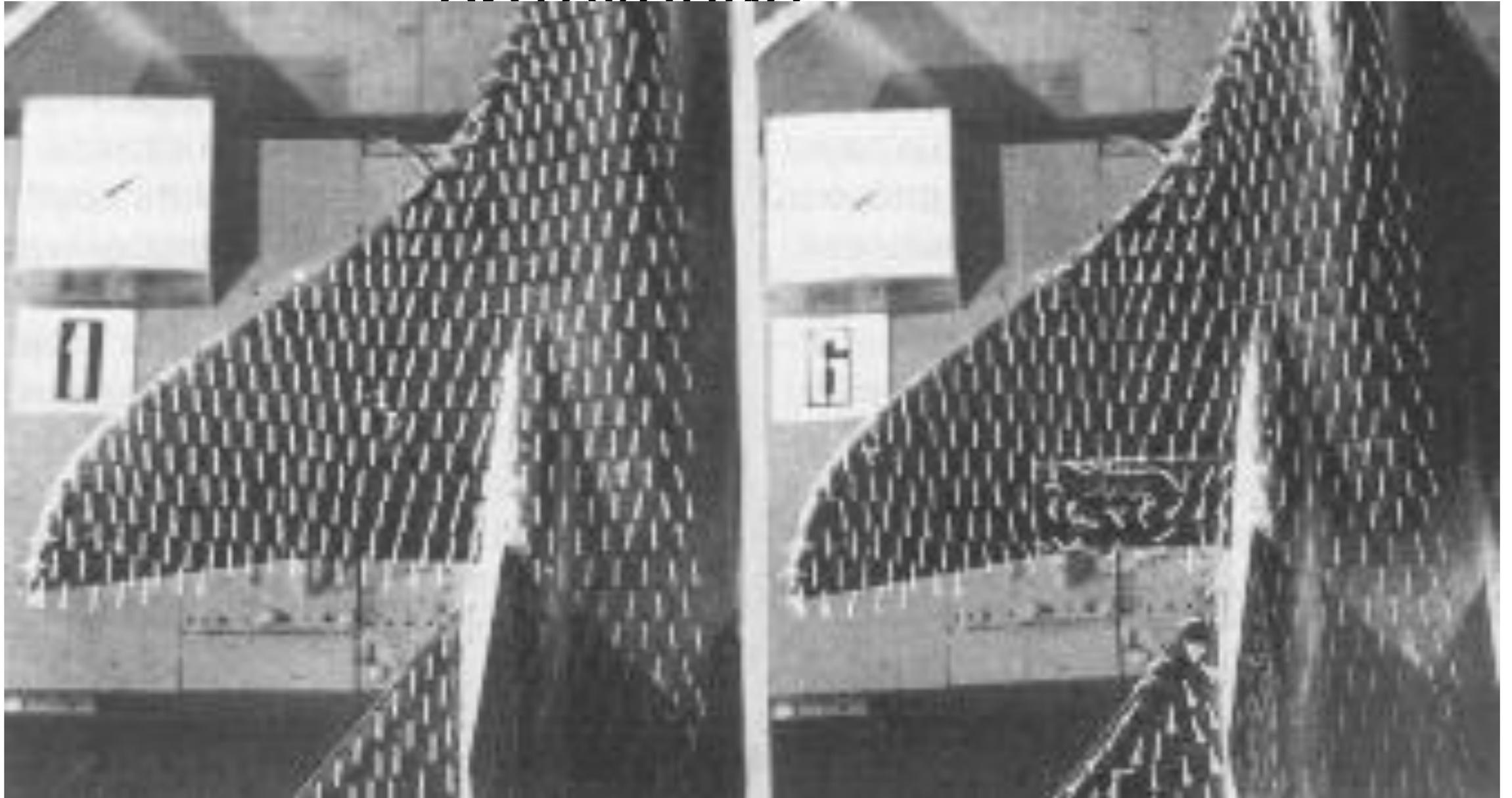


Рис. 2.11. Модель самолета при $M = 1,1$.

Фотография получена теневым методом [2]

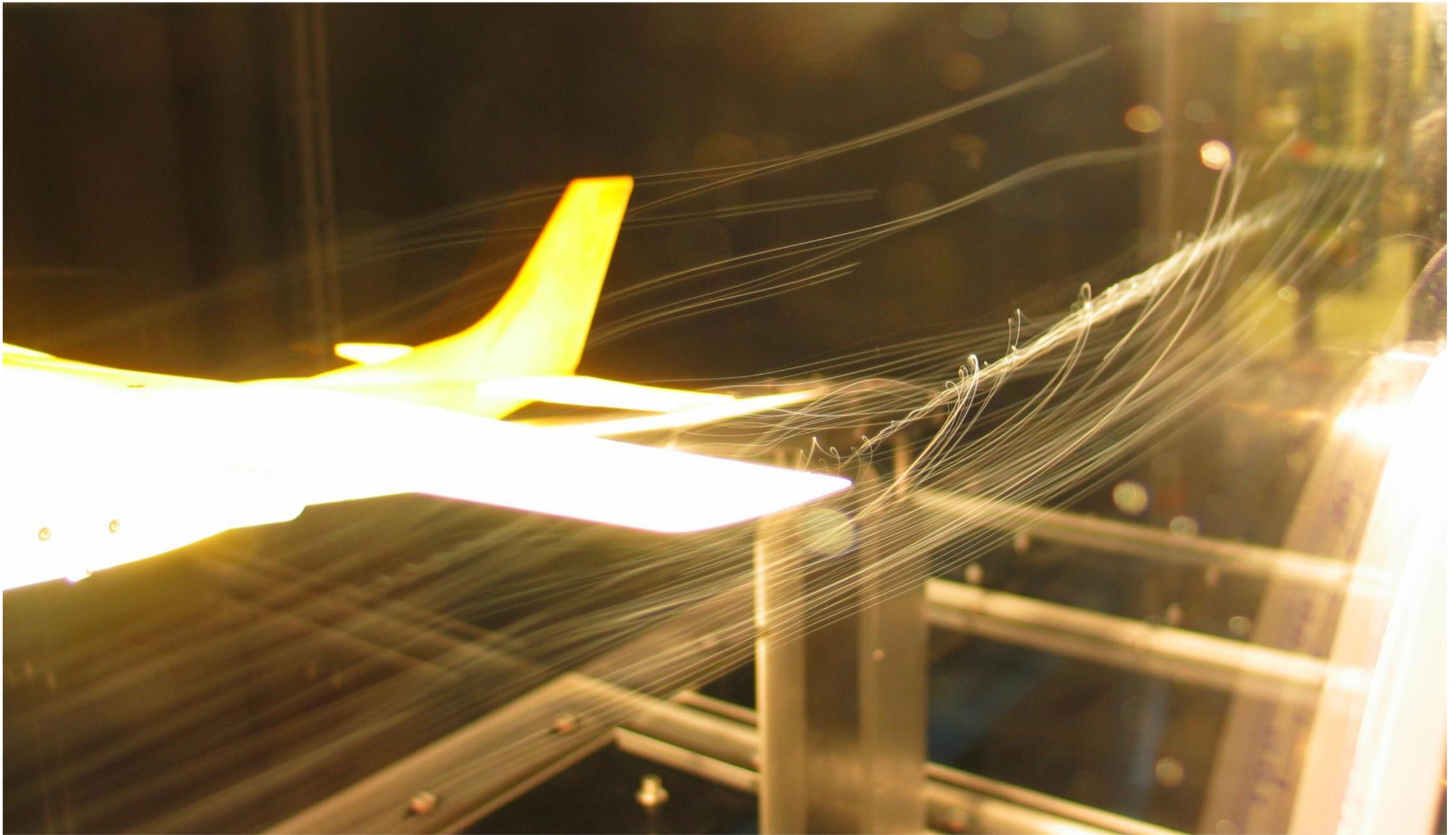


Спектр обтекания

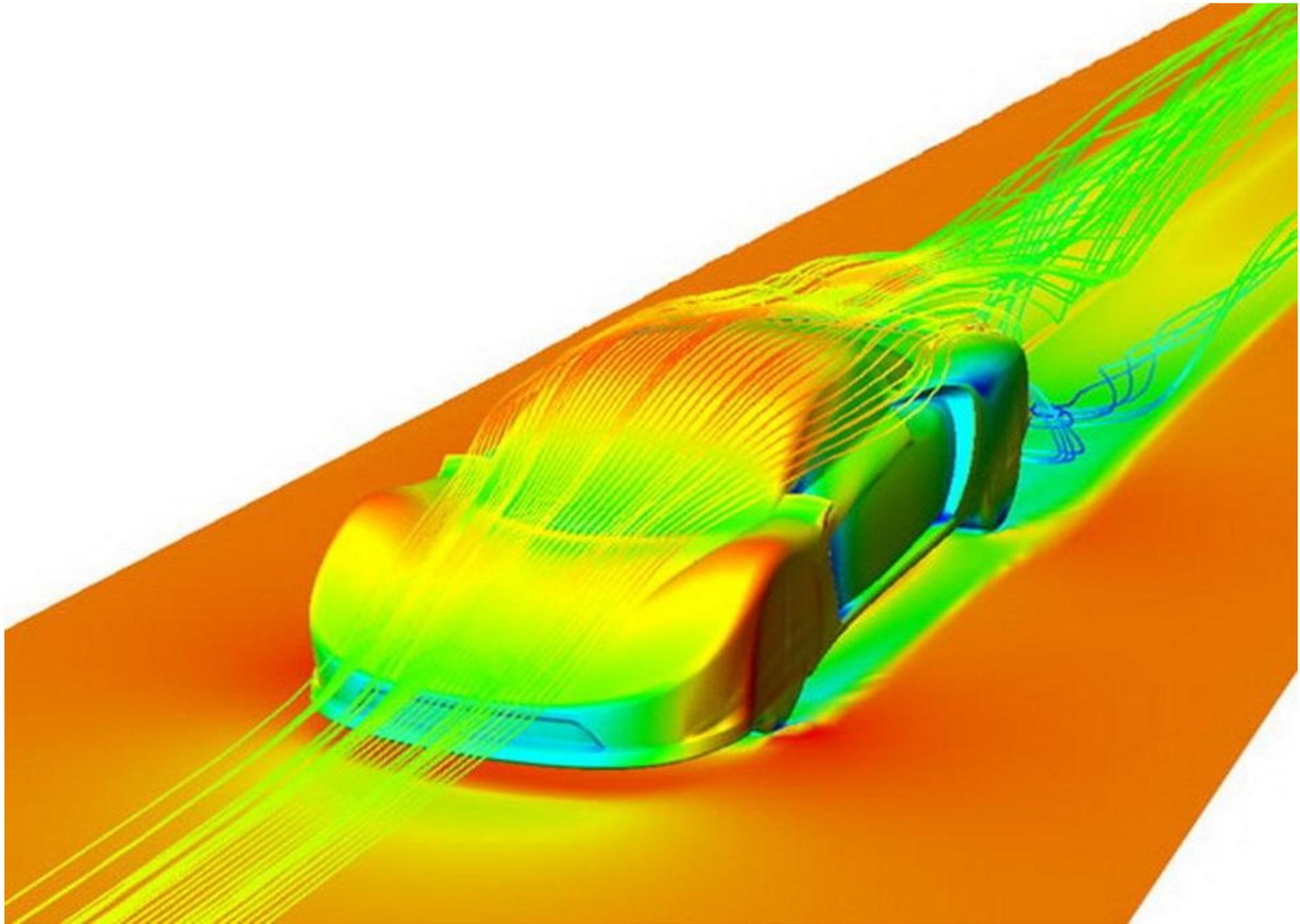


www.tsagi.ru



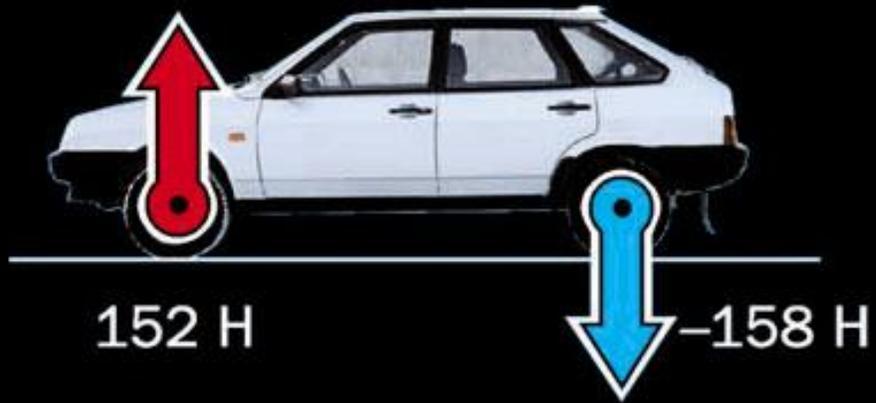






Распределение подъемных сил
на скорости 144 км/ч

ВАЗ-2109



ВАЗ-2110



ВАЗ-2114



ВАЗ-21103М

