

кетные тележки позволяют получать числа  $M \leq 3,5$  и в осн. служат для исследования парашютов, катапультируемых сидений пилотов, прочности конструкций крыльев, фюзеляжа и т. п. Торможение ракетных тележек производится воздушным и гидравлич. тормозами,

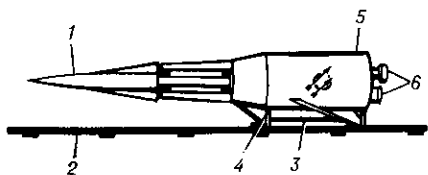


Рис. 4. Ракетная тележка: 1 — испытуемая модель; 2 — рельсовый путь; 3 — рама тележки; 4 — скользящие башмаки; 5 — корпус тележки; 6 — сопла ракетных двигателей.

в нек-рых случаях — изменением направления тяги ракетных двигателей. Недостатки ракетных тележек — высокая стоимость оборудования и эксперимента, большие ускорения, действующие на модель и измерительную аппаратуру, а также трудность получения чисел  $M > 5$ .

Несмотря на многообразие существующих аэродинамич. труб, стенов и установок, они в подавляющем числе случаев не могут обеспечить полное подобие условий обтекания модели и натуры. Окончат. суждение о качестве проведённых исследований дают результаты лётных испытаний натурного изделия.

Методы измерения силы и моментов, действующих на обтекаемое тело. При решении многих задач возникает необходимость измерения суммарных сил, действующих на тело, обтекаемое газом, или распределения давлений на его поверхности. В аэродинамич. трубах для определения величины, направления и точки приложения *аэродинамических силы и момента*, действующих на исследуемую модель, обычно применяют аэродинамич. весы. Аэродинамич. силу, действующую на свободно летящую модель, можно получить, измеряя ускорение модели. Ускорения летящих моделей и натуральных объектов в лётных испытаниях измеряют акселерометрами. На баллистич. и аэробаллистич. установках ускорение обычно находят по изменению скорости модели вдоль траектории.

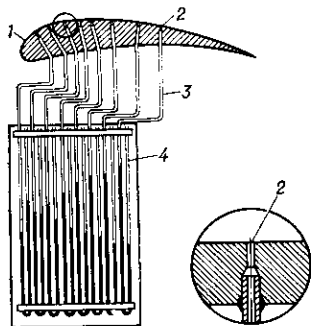


Рис. 5. Схема измерений статических давлений на поверхности модели: 1 — модель; 2 — дренажные отверстия; 3 — трубки; 4 — манометр.

Тип манометра выбирают в соответствии с заданной точностью, предполагаемой величиной измеряемого давления и длительностью эксперимента, край изменяется от  $10^{-6}$  с для ударных труб до  $10^2$  с для обычных аэродинамич. труб. Силы, касательные к поверхности тела, обычно находят расчётом. В нек-рых задачах их определяют, измеряя поле скорости в пограничном слое или применяя спец. весы.

Методы измерения скорости газа, обтекающего модель. Скорость в аэродинамич. трубах, на самолётах и летающих моделях в большинстве случаев измеряется трубками (насадками) Прандтля. Манометры, подключённые к насадке Прандтля, ре-

гистрируют полное  $p_0$  и статическое  $p$  давления текущего газа. Скорость в несжимаемом газе ( $\rho = \text{const}$ ) определяется из ур-ния Бернулли

$$v = \sqrt{2(p_0 - p)/\rho}.$$

Если измеряемая скорость больше скорости звука, перед насадком возникает ударная волна, и показание манометра, соединённого с трубкой полного давления, будет соответствовать величине полного давления за ударной волной  $p'_0 < p_0$ . Число  $M$  перед ударной волной находят по ф-ле Ролея:

$$\frac{p'_0}{p_0} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \left(\frac{2}{k-1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \frac{1}{M^{\frac{2k}{k-1}}} \cdot \frac{1}{\left(\frac{2k}{k-1} M^2 - 1\right)^{\frac{1}{k-1}}}.$$

Для измерения числа  $M$  в сверхзвуковом потоке иногда пользуются зависимостью между углом  $\alpha$  наклона ударной волны (т. е. между вектором скорости перед скачком и линией фронта волны), числом  $M$  и углом  $\theta$  при вершине обтекаемого клина (конуса). В частном случае при  $\theta = 0$  угол наклона ударной волны бесконечно малой интенсивности (звуковая волна) связан с числом  $M$  зависимостью:  $M = 1/\sin \alpha$ .

В кон. 1970-х гг. началось практич. внедрение лазерных доплеровских измерителей скорости (ЛДИС), источником света в к-рых служит лазер, и скорость газа

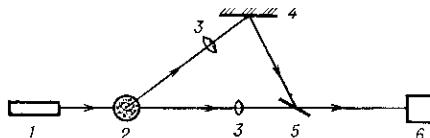


Рис. 6. Схема лазерного доплеровского измерителя скорости (ЛДИС): 1 — лазер; 2 — исследуемая область течения; 3 — линзы; 4 — непрозрачное зеркало; 5 — полупрозрачное зеркало; 6 — приёмник излучения.

измеряется по доплеровскому смещению длины волны луча света, рассеянного твёрдыми или жидкими частицами, находящимися в исследуемой области течения (рис. 6). Скорость движения частиц размером  $d \sim 10^{-1}$  мкм принимается равной скорости газа. Существующая аппаратура позволяет измерять три компоненты средней и пульсационной скоростей в диапазоне  $10^{-1} - 10^3$  м/с при температурах исследуемого газа до  $10^3$  К.

Существуют также методы, позволяющие определять скорость газа по изменению кол-ва теплоты, отводимой от нагретой поверхности датчиков *термоанемометра*. При этом измеряются по три компоненты средней и пульсационной скоростей. Однако, поскольку термоанемометры фактически регистрируют величину произведения  $rv$ , то осн. областью их применения являются дозвуковые течения, для к-рых можно полагать  $\rho = \text{const}$ . Скорость потока можно находить также измеряя одновременно, плотности  $\rho_0$  и  $\rho$  или темп-ры  $T_0$  и  $T$  в заторможенном и текущем газах, по скорости перемещения отмеченных частиц и т. п.

Исследования полей плотности газа. Осн. методами исследования поля плотности газа являются оптич. методы, основанные на зависимости коэф. преломления света от плотности газа, на поглощении лучистой энергии газом, на послесвечении молекул газа при электрич. разряде и свечении молекул, возбуждённых электронным пучком. Последние две группы методов используют для исследования течений при низких давлениях. В достаточно плотном сжимаемом газе при давлениях  $p > 100$  Па для исследования полей плотности пользуются зависимостью коэф. преломления света  $n$  от плотности газа  $\rho$ :

$$\frac{1}{\rho} \frac{n^2 - 1}{n^2 + 2} = \text{const}.$$