

заострённое с концов тело, движущееся под малыми углами атаки. При движении таких тел с умеренной сверхзвуковой скоростью (когда скорость полёта превосходит скорость звука в небольшое число раз) производимые ими возмущения давления и плотности газа и возникающие скорости движения частиц газа малы. Для этих условий разработана теория, основанная на линеаризация ур-ний движения сжимаемого газа и позволяющая определить аэродинамич. характеристики профилей крыла, тел вращения, крыльев конечного размаха. К особенно простым соотношениям эта теория приводит в случае установившегося обтекания крыла бесконечного размаха (профиля). При таком обтекании избыточное давление, производимое потоком со скоростью v на каждый элемент поверхности крыла, равно $\rho v^2 \theta / \sqrt{M^2 - 1}$, где ρ — плотность воздуха, θ — местный угол между касательной к профилю и направлением набегающего потока, M — Маха число потока. Коэф. подъёмной силы C_y и сопротивления C_x профили (отнесённые к длине хорды профиля) выражаются ф-лами

$$C_y = 4\alpha / \sqrt{M^2 - 1}, \quad C_x = \left[4\alpha^2 + 2 \left(\bar{\theta}_n^2 + \bar{\theta}_b^2 \right) \right] / \sqrt{M^2 - 1}.$$

Здесь $\bar{\theta}_n^2$ и $\bar{\theta}_b^2$ — осреднённые по длине профиля квадраты углов наклона элементов верхней и нижней частей контура к его хорде.

Для определения полей скорости и давления при С. т. около тел вращения и профилей немалой толщины, внутри сопел ракетных двигателей и сопел аэродинамич. труб и в др. случаях С. т. пользуются численным методом характеристик и др. численными методами решения ур-ний газовой динамики. При использовании быстродействующих вычислит. машин становится возможным расчёт трёхмерных С. т., напр. расчёт обтекания тел вращения под углом атаки, сопел некруглого сечения и др.

Течения с большой сверхзвуковой (гиперзвуковой) скоростью ($v \gg a$) обладают нек-рыми особыми свойствами. Полёт тела в гиперзвуковой скоростью связан с ростом до очень больших значений темп-ры газа вблизи поверхности тела, что вызывается мощным сжатием газа перед головной частью движущегося тела и выделением тепла вследствие внутр. трения в газе, увлекаемом телом при полёте. В связи с этим при изучении гиперзвуковых течений газа необходимо учитывать изменение свойств воздуха при высоких темп-рах, возбуждение внутр. степеней свободы и диссоциацию молекул газов, составляющих воздух, хим. реакции (напр., образование окиси азота), возбужденные электроны и ионизацию. При расчёте равновесных адиабатич. течений газа эти факторы влияют на зависимость теплосодержания газа и его энтропии от темп-ры и давления. В задачах, в к-рых существенны явления молекулярного переноса — при расчёте поверхностного трения, тепловых потоков к обтекаемой газом поверхности и её темп-ры, — необходимо учитывать изменение в широких пределах вязкости и теплопроводности воздуха, в ряде случаев — диффузию и термодиффузию компонент воздуха. Напр., при обтекании охлаждённой поверхности воздухом высокой темп-ры, содержащим диссоцииров. кислород, у стенки воздух охлаждается и концентрация диссоцииров. частиц кислорода в нём уменьшается. Благодаря этому возникает диффузионный поток атомов кислорода к стенке, рекомбинация же диффундирующих атомов вблизи стенки связана с выделением тепла. Т. о., действит. тепловой поток к стенке больше того, к-рый был бы найден без учёта диффузии.

В нек-рых условиях гиперзвукового полёта на больших высотах (см. Динамика разреженных газов) процессы, происходящие в газе, нельзя считать термодинамически равновесными. Установление термодинамич. равновесия в движущейся частице газа происходит не

мгновенно, а требует определ. времени — т. н. времени релаксации, к-рое различно для разл. процессов. Отступления от термодинамич. равновесия могут заметно влиять на процессы, происходящие в пограничном слое (в частности, на величину тепловых потоков от газа к телу), на структуру скачков уплотнения, на распространение слабых возмущений и др. явления. Так, при сжатии воздуха в головной ударной волне легче всего возбуждаются поступат. степени свободы молекул, определяющие темп-ру воздуха, и его излучение в области за ударной волной может быть намного выше, чем по расчёту в предположении о мгновенном возбуждении колебат. степеней свободы.

При очень высокой темп-ре ($\sim 3000 - 4000$ К и более) в воздухе присутствуют в достаточно большом кол-ве ионы. частицы и свободные электроны. Хорошая электропроводность воздуха вблизи тела открывает возможность использования эл.-магн. воздействий на поток для изменения сопротивления тела или уменьшения тепловых потоков от горячего газа к телу. Она же затрудняет проблему радиосвязи с летат. аппаратом из-за отражения и поглощения радиоволн ионизов. газом, окружающим тело. Нагревание воздуха при сжатии его перед головной частью движущегося с гиперзвуковой скоростью тела может вызывать мощные потоки лучистой энергии, частично передающейся телу и вызывающей дополнит. трудности при решении проблемы его охлаждения. Рациональным выбором формы тела можно добиться значит. степени рассеивания лучистой энергии в окружающих слоях воздуха.

Если скорость набегающего потока во много раз превосходит скорость звука, то при малых возмущениях скорости изменения давления и плотности уже не будут малы и необходимо пользоваться нелинейными ур-ниями даже при изучении обтекания тонких заострённых тел. Существ. роль нелинейных эффектов характерна для гиперзвуковой аэродинамики. Мн. представлений аэродинамики умеренных сверхзвуковых скоростей, касающиеся поведения сил и моментов, действующих на летат. аппараты, а также устойчивости и управляемости этих аппаратов, становятся неприменимыми при гиперзвуковых скоростях полёта.

Большие значения числа M в течениях с гиперзвуковой скоростью позволяют установить важные качественные особенности таких течений и развивать нелинейные асимптотич. теории для их количеств. анализа. Для приближённого определения давления на головную часть затупленных впереди тел вращения и профилей получила распространение ф-ла Ньютона, согласно к-рой избыточное давление Δp на элемент поверхности тела равно нормальной к этому элементу составляющей кол-ва движения набегающего потока, т. е. $\Delta p = \rho v^2 \sin^2 \theta$, где θ — угол между направлением касательной к поверхности тела и направлением набегающего потока.

Лит.: Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М., Гидродинамика, 4 изд., М., 1988; Абрамович Г. Н., Прикладная газовая динамика, 5 изд., ч. 1—2, М., 1991; Черный Г. Г., Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью, М., 1959; его же, Газовая динамика, М., 1988; Зельдович Я. Б., Райзер Ю. П., Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений, 2 изд., М., 1966; Овсянников Л. В., Лекции по основам газовой динамики, М., 1981, Г. Г. Черный.

СВЕРХИЗЛУЧЕНИЕ — коллективное спонтанное испускание эл.-магн. излучения при переходе системы N возбуждённых излучателей ($N > 1$) в когерентное сфазированное состояние. С. предсказано Р. Г. Дикке (R. H. Dicke) в 1954, обнаружено экспериментально в 1973 после создания лазеров.

Дикке доказал, что система N инвертированных двухуровневых атомов (см. Двухуровневая система) может спонтанно перейти в осн. состояние за время, обратно пропорциональное числу атомов $\tau \sim N^{-1}$. Этот эффект обусловлен наведением корреляций между дипольными моментами перехода пространственно разделённых излучателей, взаимодействующих друг с