

мает экстремальное (минимальное) значение. Т. о., дозвуковое С. имеет сужающуюся форму (рис. 1).

Наиб. скорость, к-рую можно получить в сужающемся С., равна скорости звука и достигается в его выходном (наиб. узком) сечении. Сверхзвуковое С., называемое также соплом Лавала по имени его изобретателя — швед. инженера К. Г. П. де Лавала (К. Г. P. de Laval), имеет вначале сужающуюся, а затем расширяющуюся форму (рис. 2). Давление p_c в выходном

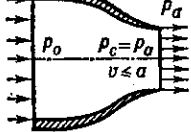


Рис. 1. Схема дозвукового сопла.

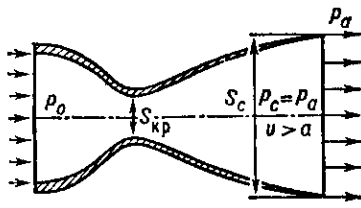


Рис. 2. Схема сверхзвукового сопла.

сечении дозвукового С. всегда равно давлению p_a в окружающей среде, куда происходит истечение из С. ($p_c = p_a$). При возрастании p_0 и неизменном p_a скорость v_c в выходном сечении дозвукового С. сначала увеличивается, а после того как p_0 достигнет нек-рой определ. величины, v_c становится постоянной и при дальнейшем увеличении p_0 не изменяется. Такое явление наз. кризисом течения в С. После наступления кризиса ср. скорость истечения из дозвукового С. равна местной скорости звука ($v = c$) и наз. критической скоростью. В этом случае все параметры газа в выходном сечении С. также наз. критическими, а С. наз. звуковым.

В сверхзвуковом С. критическим наз. его наиб. узкое сечение. Кривая линия, на к-рой реализуется переход от дозвуковой к сверхзвуковой скорости течения (линия $v = c$), расположена в области мин. сечения С., поэтому ср. скорость в критич. сечении всегда близка к скорости звука. Относит. скорость $v_c/c = M_c$ и давление p_c/p_0 в выходном сечении сверхзвукового С. зависят только от отношения площади выходного сечения S_c к площади критич. сечения и не зависят в широких пределах от изменения относит. давления p_0/p_a . Давление в выходном сечении сверхзвукового С. может быть равно давлению в окружающей среде ($p_c = p_a$); такой режим течения в С. наз. расчётным, в противном случае — нерасчётным. Нерасчётные режимы характеризуются образованием волн разрежения вне С. в случае $p_c > p_a$ или ударных волн вне или внутри С. в случае $p_c < p_a$. Когда поток проходит через систему волн разрежения или ударных волн, давление становится равным p_a .

В более общем случае неизэнтропийного и неадиабатич. течения в С. ур-ние типа (2) включает члены, учитывающие трение, подвод или отвод теплоты, массы и механич. работы к рабочему телу. С учётом этих воздействий переход скорости течения через скорость звука может происходить не только в геометрическом — сначала сужающемся, а затем расширяющемся С., но и при изменении знака воздействия на поток в канале пост. сечения. Так, дозвуковой поток в таком канале ускоряется при подводе теплоты (тепловое С.), массы (расходное С.), совершении газом механич. работы (механическое С.), а сверхзвуковой — при изменении знака этих воздействий на обратный. Под влиянием одностороннего воздействия величину скорости газового потока можно довести только до критической (до скорости звука), но нельзя перевести через неё.

Изменение скорости вдоль геом. С. определяется законом изменения площади $S(x)$ по длине С. Контур С., т. е. вид ф-ции $S(x)$ в одномерном приближении,

определить нельзя. Поэтому развита теория двумерных (плоских и осесимметричных) и трёхмерных (пространственных) течений в С., основанная на решении (гл. обр. численными методами с использованием ЭВМ) осп. дифференц. ур-ний газовой динамики с соответствующими граничными и нач. условиями. В теории С. решаются две задачи: прямая — определение течения в С., контур к-рого задан, обратная — определение контура С., обладающего к.-л. заданными свойствами. Напр., в аэродинамич. трубе С. должно обеспечить создание на выходе, т. е. в рабочей части аэродинамич. трубы, однородного (по величине и направлению) потока с заданной скоростью (или Маха числом $M_c = v/c$), а контур С. ракетных и воздушно-реактивных двигателей определяют так, чтобы получить макс. импульс потока на выходе С. (макс. тягу) при заданных ограничениях массы и габаритов С. Чтобы удовлетворить поставленным требованиям в широком диапазоне изменения условий течения (напр., изменения числа Маха С. аэродинамич. труб, скорости и высоты полёта летат. аппарата с ракетным или воздушно-реактивным двигателем), применяют регулируемые С. В сверхзвуковых С. аэродинамич. труб и дозвуковых С. двигателях применяют механич. регулирование площади критич. сечения $S_{кр}$, что позволяет путём изменения отношения $S_{кр}/S_c$ изменять число Маха и давление на выходе С., а в сверхзвуковых С. двигателях с той же целью кроме регулирования $S_{кр}$ используют выдвижные (телескопические), раскрываемые и разворачивающиеся насадки, дискретным образом изменяющие S_c .

Теория С. рассматривает течение реального рабочего тела в С. и учитывает трение, теплообмен рабочего тела со стенками С., наличие в газовом потоке жидких и твёрдых частиц (напр. двухфазное течение), неравновесных хим. реакций и физ. процессов возбуждения внутр. степеней свободы молекул, переноса лучистой энергии, воздействия эл.-магн. полей и др. Все эти процессы, связанные с отличиям рабочего тела от идеального газа, приводят к возникновению разл. вида потерь в С., уменьшающих тягу двигателей или КПД турбин. Развитие теории С. дало ответ на многие принципиальные вопросы изучения движения жидкостей и газов. Наряду с теорией С. разработаны сложные эксперим. методы исследования течения в С., потребовавшие создания спец. гидродинамич. установок и газодинамич. стендов, а также системы измерения сил и параметров течения.

Лит.: Абрамович Г. Н., Прикладная газовая динамика, 5 изд., ч. 1—2, М., 1991; Стернин Л. Е., Основы газодинамики двухфазных течений в соплах, М., 1974; Пирумов У. Г., Росляков Г. С., Течения газа в соплах, М., 1978. С. Л. Вишневский.

СОПРОТИВЛЕНИЕ ИЗЛУЧЕНИЯ — активное сопротивление антенны или любого др. излучателя, потеря мощности в к-ром эквивалентны её уносу волнами в окружающее пространство, т. е. излучению. Обычно С. и вводят как составляющую входного сопротивления антенны $Z_{вх}$ при подключении последней к линии передачи с волновым сопротивлением Z_0 . Для простейшей эквивалентной схемы последовательно соединённых сопротивлений $Z_{вх} = R_{\Sigma} + R_{\Pi} + iX_{\Sigma}$, где R_{Σ} — к. и., R_{Π} — сопротивление омических потерь, X_{Σ} — реактивное сопротивление, обусловленное полями в реактивных элементах антенны (ёмкостях и индуктивностях), а также в полях стоячих волн, сосредоточенных в её окрестности (иногда эту часть реактивного сопротивления называют реактансом излучения). Идеальное согласование идеального излучателя ($R_{\Pi} = 0$) с идеальной линией ($\text{Im} Z_0 = 0$) достигается при выполнении условий $X_{\Sigma} = 0$, $R_{\Sigma} = R_0$.

М. А. Миллер.

СОПРОТИВЛЕНИЕ МАГНИТНОЕ — см. Магнитное сопротивление.

СОПРОТИВЛЕНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЕ — см. Электрическое сопротивление.