

УДК 533.6
ББК 30.124
А99

Рецензент *В.В. Зеленцов*

Аэродинамические трубы дозвуковых и сверхзвуковых А99 скоростей: Методическое пособие / В.Т. Калугин, А.Ю. Луценко, Е.Г. Столярова, А.И. Хлупнов. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. - 28 с: ил.

ISBN 5-7038-2577-6

Представлена классификация аэродинамических труб. Рассмотрен принцип их действия, дана конструкция отдельных элементов установок, указаны к выбору измерительного оборудования и параметров моделей для экспериментальных исследований.

Для студентов, изучающих основы аэромеханики летательных аппаратов.

Ил. 11. Библиогр. 2 назв.

**УДК533.6
ББК 30.124**

Владимир Тимофеевич Калугин
Александр Юрьевич Луценко
Елена Глебовна Столярова
Александр Иванович Хлупнов

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ ДОЗВУКОВЫХ И СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Методическое пособие

Редактор *О.М. Королева*
Корректор *Л.И. Малютина*
Компьютерная верстка *В.И. Товстоног*

Подписано в печать 12.07.2004. Формат 60 x 84/16. Бумага офсетная.

Печ. л. 1,75. Усл. печ. л. 1,63. Уч.-изд. л. 1,42.

Тираж 100 экз. Изд. № 73. Заказ %£9

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.

105005, Москва, 2-я Бауманская, 5.

ISBN 5-7038-2577-6

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004

КЛАССИФИКАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ

Исследование силового взаимодействия потока и летательного аппарата (ЛА) представляет собой одну из важнейших задач аэродинамики, решаемых с помощью эксперимента в аэродинамических трубах. При этом в большинстве случаев используется принцип обращенного движения, когда модель ЛА закрепляется в трубе, а газовый поток набегаёт на нее с заданной скоростью. Данный принцип, в соответствии с общим принципом относительности классической механики, применим в случае равномерного прямолинейного поступательного движения тела.

В основном все используемые в настоящее время аэродинамические трубы можно разделить по конструктивным признакам на трубы **замкнутого** и **незамкнутого** типа. В трубах первого типа непрерывно циркулирует одна и та же масса газа. В незамкнутых трубах газ, попав в рабочую часть через сопло, затем выбрасывается из трубы. Расход энергии в такой трубе выше, чем в замкнутой установке, где необходимо лишь поддерживать движение циркулирующего газа, однако стоимость незамкнутой трубы оказывается меньше.

В зависимости от скорости потока в рабочей части аэродинамические трубы можно подразделить на **дозвуковые** ($0 < M_{\infty} < 0,8$), **околозвуковые** ($0,8 < M_{\infty} < 1,2$), **сверхзвуковые** ($1,2 < M_{\infty} < 5$) и **гиперзвуковые** ($M_{\infty} > 5$). Дозвуковые трубы дополнительно делят на трубы малых ($0 < M_{\infty} < 0,2$) и больших

($0,2 < M_{\infty} < 0,8$) дозвуковых скоростей. Первые три вида труб могут быть выполнены как по замкнутой, так и незамкнутой схемам. Гиперзвуковые трубы строятся обычно незамкнутыми и с обязательным подогревом рабочего газа.

По виду рабочей части аэродинамические трубы разделяют на трубы с **открытой рабочей частью**, **закрытой рабочей частью** и трубы с **герметической камерой**.

В зависимости от длительности работы трубы бывают **кратковременного** и **постоянного действия**. Труба кратковременного действия позволяет испытывать модели лишь в течение малого промежутка времени (несколько минут). Питание такой трубы осуществляется от батареи баллонов высокого давления, куда воздух предварительно накачивается компрессорами. Емкость баллонной батареи определяет продолжительность работы аэродинамической трубы. В трубах постоянного действия поток газа создается с помощью осевого компрессора, встроенного в аэродинамическую трубу и обеспечивающего необходимую степень сжатия газа для достижения заданных чисел M_{∞} . Время действия такой трубы практически не ограничено и определяется условиями эксперимента.

КОНСТРУКЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

Аэродинамические трубы, применяемые в настоящее время для определения характеристик ЛА, состоят из следующих основных элементов: форкамеры, сопла, рабочей части, диффузора и привода (источника энергии). Все эти элементы присущи различным видам труб, как дозвуковым, так и сверхзвуковым. Однако в зависимости от скорости потока могут меняться форма и размеры различных узлов и деталей, характер их расположения.

Рассмотрим эти узлы, на примере сверхзвуковой аэродинамической трубы (рис. 1).

Воздух в трубу попадает через **форкамеру**, имеющую полузамкнутый объем с открытым выходом для присоединения сопла. В

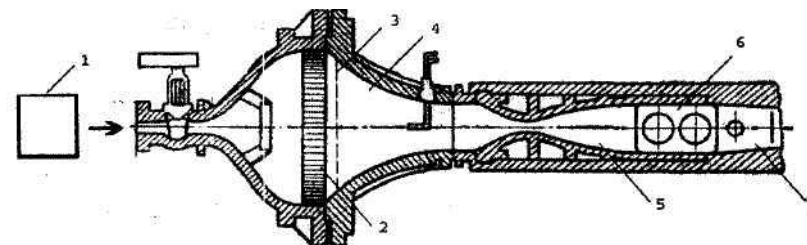


Рис. 1. Основные элементы сверхзвуковой аэродинамической трубы:
1 — привод (компрессор); 2 — хонейкомб; 3 — детурбулизирующая сетка; 4 — форкамера; 5 — сопло; 6 — рабочая часть; 7 — диффузор

форкамере размещаются приемник полного давления, приборы для измерения температуры и различные устройства для упорядочения движения потока газа перед входом его в сопло. К таким устройствам относится **хонейкомб**, представляющий собой сотообразную решетку, набранную из тонких металлических пластин, и **детурбу-лизирующие сетки**. Хонейкомб разрушает крупные вихри и выравнивает скосы, а сетка способствует созданию равномерного поля скоростей по поперечному сечению форкамеры и уменьшению начальной турбулентности потока. Чем больше размеры форкамеры, тем равномернее поток перед входом в сопло, а следовательно, и в рабочей части аэродинамической трубы.

Сопло трубы представляет собой канал, имеющий определенную конфигурацию, которая обеспечивает получение заданной скорости однородного газового потока. Форма поперечного сечения сопла определяется задачами исследования (например, овальная форма наиболее подходит для испытания моделей самолетов, круглая — ракет) и возможностью изготовления. Сверхзвуковые сопла имеют дозвуковой участок, в котором воздух, поступающий из форкамеры, разгоняется до звуковой скорости, и сверхзвуковой участок, на котором происходит дальнейший разгон и окончательное формирование равномерного сверхзвукового потока. Каждое сверхзвуковое сопло может обеспечить получение лишь определенного значения числа Маха на выходе M_{∞} , зависящего от величины отношения S_{Kp}/S_{Bbix} , где S_{Kp} и S_{Bbix} — площади соответственно

критического и выходного сечений сопла. Поэтому сверхзвуковые аэродинамические трубы с целью получения нескольких значений числа M_{∞} комплектуются соответствующим набором сменных сопел. Для обеспечения на выходе равномерного потока сверхзвуковые сопла выполняются с профилированными стенками. Для расчета их геометрии обычно пользуются методом характеристик или методом сквозного счета [1,2].

Рабочая часть является той частью трубы, где устанавливаются испытываемые модели ЛА или отдельные их элементы. Газовый поток здесь должен иметь равномерное поле скоростей, температур и давлений. Рабочие части дозвуковых аэродинамических труб, как правило, выполняются открытыми. Рабочие части сверхзвуковых обычно выполняются закрытыми или в виде герметической камеры.

Закрытая рабочая часть позволяет менять давление около модели в широких пределах. Возможность проводить эксперимент в условиях разрежения в рабочей части позволяет значительно уменьшить давление в форкамере, т. е. экономно расходовать энергию, необходимую для работы трубы. Например, в трубе, давление в рабочей части которой равно $0,048 \text{ атм}^1$, для получения потока с числом $M_{\infty} = 5$ потребуется давление около 25 атм, в то время как в трубе с открытой рабочей частью — свыше 520 атм. Кроме того, аэродинамические качества потока в закрытой рабочей части трубы выше, чем в открытой (поток более равномерный как по направлению, так и по величине скорости).

Рабочая часть в виде герметической камеры (называемой иногда камерой Эйфеля) позволяет изменять давление в потоке и тем самым более успешно имитировать полет на различных высотах. За счет снижения давления в камере Эйфеля уменьшается также давление в форкамере, необходимое для достижения расчетного числа M_{∞} . Кроме того, в такой камере можно осуществить непрерывное изменение чисел M_{∞} в околозвуковой области, так как свободное расширение потока около модели предотвращает заклинивание трубы.

¹В прикладной аэродинамике единицей измерения давления является 1 атм $1,01325 \cdot 10^5 \text{ Па}$.

Практика показывает, что при расчете аэродинамической трубы длина ее рабочей части обычно составляет 2 — 3 диаметра выходного сечения сопла.

Диффузор располагается сразу за рабочей частью трубы и представляет собой специальным образом спрофилированный канал, служащий для уменьшения скорости потока газа с целью наиболее эффективного превращения его кинетической энергии в энергию давления.

Сверхзвуковой диффузор состоит из начального сужающегося канала и следующего за ним расширяющегося участка трубы. В сужающемся канале сверхзвуковая скорость газа постепенно снижается за счет образования скачков уплотнения. Возникающий при этом дозвуковой поток затем попадает в дозвуковую (расширяющуюся) часть диффузора, где вследствие расширения скорость этого потока еще больше снижается. Исследования показывают, что наименьшие потери энергии происходят при углах расширения диффузора $6 \dots 8^\circ$. Диффузор дозвуковой аэродинамической трубы имеет форму либо расширяющегося канала, либо канала постоянного сечения.

Привод аэродинамической трубы представляет собой устройство, сообщаемое потоку газа необходимую энергию, при которой его скорость в рабочей части достигает заданного значения. В качестве привода в сверхзвуковых трубах применяются многоступенчатые компрессоры, а в дозвуковых — электродвигатели с вентиляторами.

Помимо перечисленных основных элементов в конструкцию трубы могут включаться другие устройства, необходимые для обеспечения специальных условий эксперимента. К таким устройствам (для сверхзвуковых труб) относятся осушители, служащие для удаления из воздуха излишней влаги, искажающей картину течения в рабочей части. В отдельных конструкциях труб используются подогреватели, необходимые для предотвращения конденсации компонентов газа (такая конденсация может наступить вследствие глубокого охлаждения газа при его расширении в сопле).

ОПИСАНИЕ ДОЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

На рис. 2 представлена схема незамкнутой дозвуковой аэродинамической трубы с открытой рабочей частью, работающей в режиме нагнетания. Такой рабочей частью здесь является свободная струя, движущаяся с заданной скоростью, в которую помещаются исследуемые модели. Поток воздуха создается с помощью вентилятора 2, вращаемого мотором 1. Пройдя через лопатки направляющего аппарата 3, воздух попадает в форкамеру, где установлены решетки 4 хонейкомба и детурбулизирующие сетки 5. Изменение скорости на выходе трубы обеспечивается применением сменных сопел 6 с различными диаметрами выходных сечений. В установках такого типа трудно получить равномерный воздушный поток, и, кроме того, поскольку он выходит из сопла с некоторой скоростью (до 60 м/с), в помещении, где установлена труба, появляется нежелательная циркуляция воздуха. Трубы, выполненные по такой схеме, характеризуются высокой степенью начальной турбулентности воздушного потока в рабочей части.

Существенно лучшими характеристиками обладает дозвуковая труба замкнутого типа. Рассмотрим схему установки такого типа на

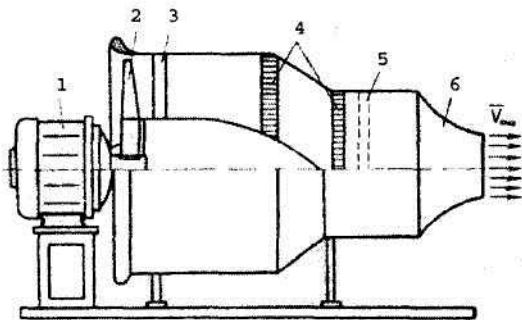


Рис. 2. Схема аэродинамической дозвуковой трубы с открытой рабочей частью:
1 — мотор; 2 — вентилятор; 3 — лопатки направляющего аппарата; 4 — решетки хонейкомба; 5 — детурбулизирующие сетки; 6 — сопло
примере трубы Т-500 дозвуковой лаборатории кафедры «Баллистика и аэродинамика» (рис. 3).

В трубе циркулирует одна и та же масса воздуха, а поэтому нет циркуляции воздуха в помещении лаборатории. Труба установлена

вертикально. Осевой вентилятор расположен на подставке над открытой рабочей частью, находящейся внизу. Двигатель расположен вне контура трубы и соединен клиноременной передачей с осевым вентилятором. Двигатель снабжен системой регулирования числа оборотов, что обеспечивает изменение скорости воздушного потока в трубе от 8 до 55 м/с. Вентилятор соединяется с помощью канала и двух поворотных колен с форкамерой, на выходе которой размещено сопло. За рабочей частью устанавливается диффузор, который с помощью двух поворотных колен соединен со входом в вентилятор.

Для обеспечения равномерности потока в рабочей части в поворотных коленах размещаются специальные поворотные лопатки. В форкамере и соединенном с ней поворотном колене размещены специальные решетки. При увеличении отношения поперечного сечения форкамеры к площади выходного сечения сопла уменьшается начальная степень турбулентности потока. При размерах рабочей части 500 x 500 мм и длине 900 мм начальная степень турбулентности составляет 0,15 ... 0,17 %, что позволяет считать эту аэродинамическую трубу малотурбулентной.

$$A = \frac{1}{V_{\infty}} \sqrt{\frac{1}{3} (V_x'^2 + V_y'^2 + V_z'^2)} \cdot 100 \%,$$

Степень турбулентности измеряется в процентах и равна, где

— пульсационные составляющие скорости; V_{∞} — средняя скорость потока.

Так как скорость потока мала, можно считать воздушный поток несжимаемым, и тогда объемный расход воздуха в трубе

$Q = S_{p.ч} V_{\infty}$, где V_{∞} — скорость потока в рабочей части; $S_{p.ч}$ — площадь поперечного сечения рабочей части.

Полезная аэродинамическая мощность потока может быть определена из зависимости

$$N_{\text{аэр}} = 0,5 \rho_{\infty} S_{p.ч} V_{\infty}^3, \text{ в которой } \rho_{\infty} —$$

плотность воздушного потока.

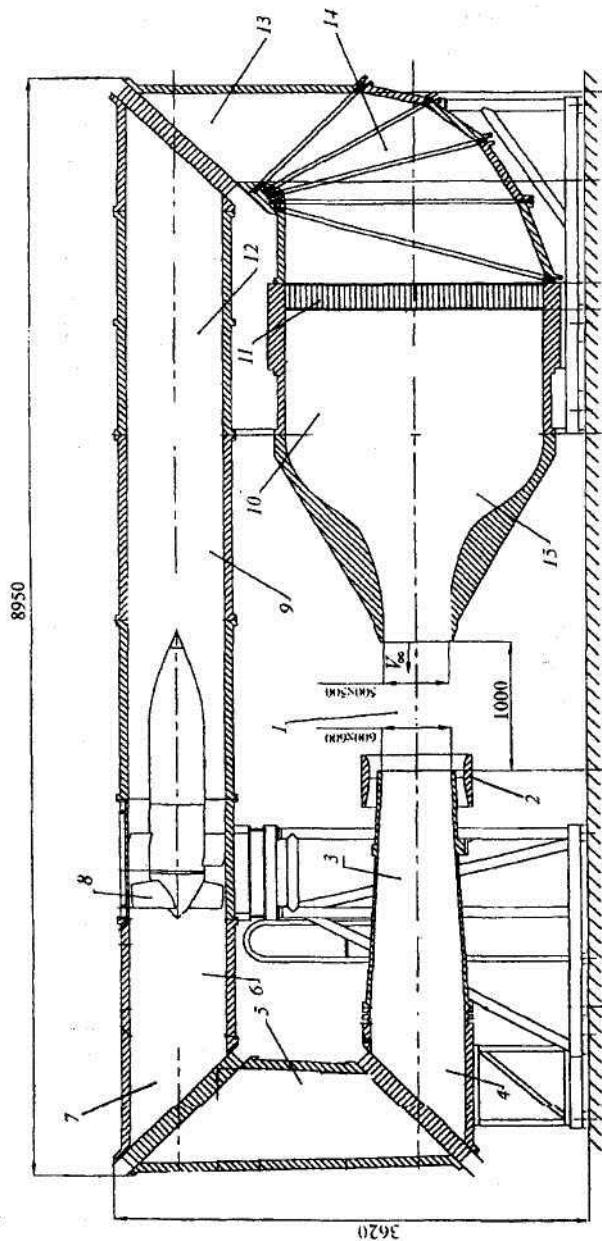


Рис. 3. Схема замкнутой аэродинамической дозвуковой трубы с открытой рабочей частью: 1 — рабочая часть; 2 — насадок на диффузор; 3, 5, 12 — диффузор; 4, 7, 13, 14 — поворотные колена; 6, 9 — переходники; 8 — вентилятор; 11 — спрямляющая решетка; 10 — форкамера; 15 — сопло

Одной из важных характеристик аэродинамической трубы является качество, характеризующее ее экономичность. Эта характеристика λ_T определяется как отношение полезной аэродина

мической мощности к мощности $N_{пр}$, потребляемой приводом:

$$\lambda_T = N_{вэр} / N_{пр}$$

Для рассматриваемой дозвуковой трубы Т-500 полезная аэродинамическая мощность потока при росте скорости от 8 до 55 м/с соответственно составляет от ~ 79 Вт до 25,6 кВт. При максимальной скорости используется максимальная мощность привода 45 кВт, и, следовательно, качество аэродинамической трубы при этом режи

ме: $\lambda_T = 25,6 / 45 = 0,57$.

ОПИСАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОЙ УСТАНОВКИ

Сверхзвуковая аэродинамическая установка кафедры «Баллистика и аэродинамика» включает в себя систему обеспечения сжатым воздухом, аэродинамическую трубу, систему контроля и управления режимом работы аэродинамической трубы, систему измерений и вычислительный комплекс. Сверхзвуковая труба (рис. 4) позволяет исследовать модели ЛА в диапазоне чисел M_{∞} от 2 до 4,5. Эта труба относится к типу баллонных аэродинамических установок с кратковременным режимом работы и закрытой рабочей частью.

Для обеспечения установки воздухом высокого давления используется компрессорная станция. В ней установлены два компрессора 1 производительностью 12 м³/мин каждый, обеспечивающие в баллонах общим объемом 20 м³ максимальное давление $2 \cdot 10^7$ Па. Перед тем как попасть в баллоны 3, воздух проходит через осушители 2, активным веществом в которых является окид алюминия. После осушения воздух имеет точку росы -55° , при этом, как показывают наблюдения, не происходит конденсации влаги в рабочей части трубы.

Незадолго до пуска трубы открываются запорные вентили, и воздух по трубопроводу высокого давления поступает в форкамеру 8 через дроссельную задвижку 5. Величина открытия задвижки

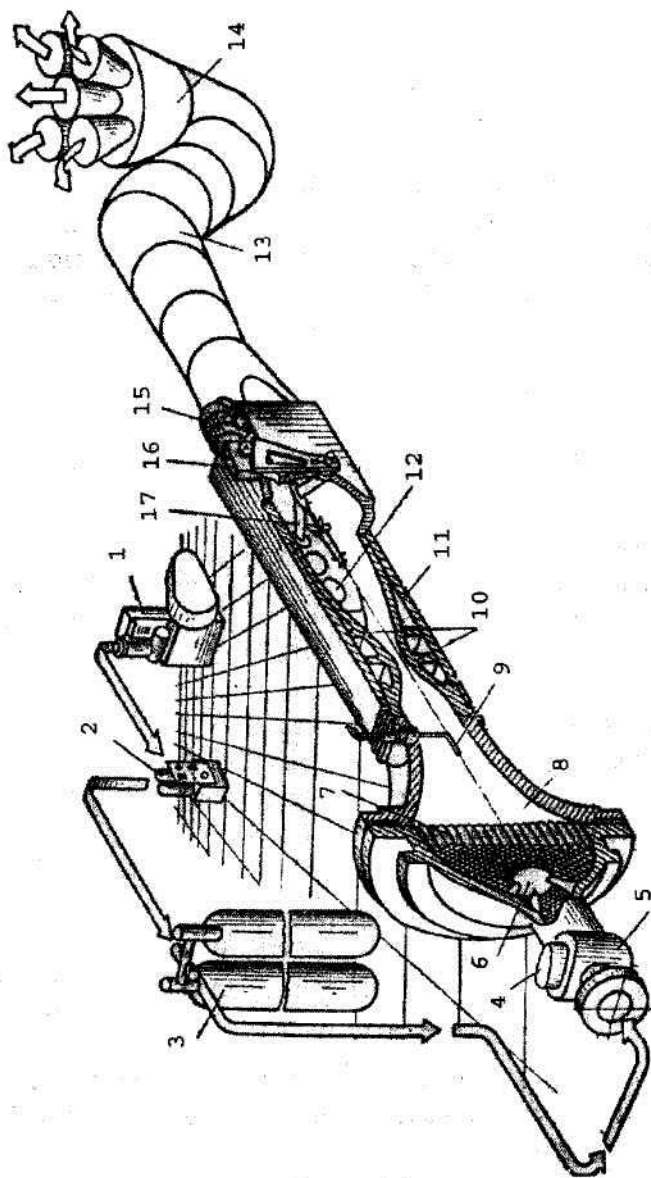


Рис. 4. Схема сверхзвуковой баллонной трубы:

1 — компрессор; 2 — осушитель; 3 — баллон; 4 — пневматический привод; 5 — дроссельная задвижка; 6 — диск; 7 — хонейкомб; 8 — форкамера; 9 — трубка измерения статического давления; 10 — сопловые вкладки; 11 — сопловая коробка; 12 — окно; 13 — диффузор; 14 — глушитель; 15 — электромотор механизма углов атаки; 16 — редуктор; 17 — траверса

(степень дросселирования) регулируется автоматическим приводом 4. При необходимости ручного управления автоматический привод может быть отключен.

Форкамера, куда поступает дросселированный воздух, представляет собой толстостенный стальной резервуар; к нему присоединяется сверхзвуковое сопло. В форкамере помещается хонейкомб 7, выполненный в виде решетки из тонкой стальной полосы с размером ячеек 60 x 60 мм. С целью выравнивания потока по поперечному сечению форкамеры перед отверстием, через которое поступает воздух, расположен стальной диск 6. Измерение давления в форкамере осуществляется с помощью трубки полного напора 9.

Из форкамеры воздух попадает в сопло, в котором посадкой типа «ласточкин хвост» в сопловой коробке 11 крепятся сменные металлические сопловые вставки 10. Благодаря специальной профилировке они позволяют получить на выходе плоскопараллельный поток с равномерным полем скоростей по сечению. Каждая пара сопловых вставок обеспечивает получение своего числа M_{∞} : 1,82; 2,0; 2,5; 2,75; 3,0; 3,6; 4,2. Максимально допустимое число M_{∞} для данной трубы определяется условиями конденсации компонентов воздуха и не превышает (по расчету) $M_{\infty} = 5$.

Рабочая часть трубы с поперечными размерами 400 x 400 мм и длиной 0,8 м имеет смотровые окна, снабженные оптическими стеклами, что позволяет с помощью теневого прибора ТЕ-23 визуализировать картину обтекания модели. Посредством приемно-передающей аппаратуры ПТУ-23 изображение теневой картины передается на регистрирующую кино- и фотоаппаратуру, закрепленную на приемной части прибора ТЕ-23, и на экран телевизора, установленного в пультовой, где размещается персонал, проводящий эксперимент.

Модели в рабочей части закрепляются с помощью державок, расположенных на траверсе 17, которая может поворачиваться относительно своей продольной оси. Управление положением модели в рабочей части осуществляется с помощью механизма углов атаки (а-механизма), который приводится в действие по команде от программного устройства.

Электрическая схема управления а-механизмом может работать, в зависимости от целей эксперимента, в двух режимах: в режиме последовательной отработки заданных углов атаки от 0 до +12° или в непрерывном режиме отработка углов атаки от +12 до -12°. Во втором случае после запуска аэродинамической трубы а-механизм переводится из нулевого в одно из крайних положений. Для подготовки а-механизма к работе перед экспериментом с пульта управления набирается программа отработки и фиксации модели в определенных положениях.

Установка углов скольжения β производится путем перестановки траверсы из горизонтального положения в вертикальное.

Собственно рабочая часть переходит непосредственно в диффузор 13. Для гладкой незаполненной рабочей части трубы с точки зрения энергетики оптимальным был бы диффузор с критическим сечением, близким к площади критического сечения соплового блока. Однако выигрыш в давлении в форкамере для труб такого класса оказывается соизмеримым с технологическими сложностями эксплуатации данного диффузора, поэтому применяется дозвуковой диффузор с неизменяемым сечением, равным сечению рабочей части. За диффузором начинается магистраль выхлопа, переходящая в глушитель 14, где поток тормозится до нескольких десятков метров в секунду.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫХ РАЗМЕРОВ МОДЕЛИ

Основное требование, которое предъявляется к модели ЛА, состоит в том, чтобы она полностью находилась в зоне невозмущенного равномерного течения в рабочей части аэродинамической трубы. С учетом этого должны быть выбраны соответствующие размеры модели, которые оказывают влияние на условия работы самой трубы и должны обеспечивать при запуске выход ее на расчетный режим обтекания.

При проведении эксперимента в дозвуковой аэродинамической трубе с открытой рабочей частью необходимо, чтобы модель находилась в области «ядра потока» — области течения, в которой относительное изменение скорости, происходящее из-за смешения с внешней средой, не превышает 5... 7 %.

Длину модели в сверхзвуковой трубе определяют исходя из следующего требования: возмущения, вносимые моделью в сверхзвуковой поток (в частности в виде скачков уплотнения или слабых волн сжатия), при отражении от стенок трубы не должны достигать модели. С ростом угла атаки α допустимая длина модели будет уменьшаться (рис. 5, а). Следует иметь в виду, что на характере отражения скачков уплотнения от стенки сказывается влияние пограничного слоя (условно считают, что поверхность отражения удалена от твердой стенки рабочей части на толщину вытеснения). Кроме того, размеры модели должны удовлетворять условию, согласно которому во время эксперимента она должна располагаться (в рабочей части прямоугольного сечения) внутри клиновидного участка, образованного линиями Маха. На этом участке течение равномерное, а число M равно номинальному значению числа Маха, обеспечиваемому сопловой вставкой.

Площадь поперечного сечения модели вместе с устройствами, при помощи которых она крепится в рабочей части сверхзвуковой трубы, рассчитывается из условия допустимого загромождения этой рабочей части, определяемой в свою очередь возможностью запуска трубы и выхода ее на заданный режим работы. В случае «запертой» трубы перед моделью «садится» прямой скачок уплотнения. Если принять, что на предельном режиме течения в наиболее узком сечении трубы (там, где диаметр модели наибольший) скорость течения равна скорости звука, то можно из соотношений для изоэнтропического течения газа определить площадь S_M , соответствующую режиму «запертой» трубы. Уменьшая эту площадь, подбирают такое ее значение, при котором скачок уплотнения переместится в горло диффузора и труба «выйдет» на расчетный режим установившегося обтекания.

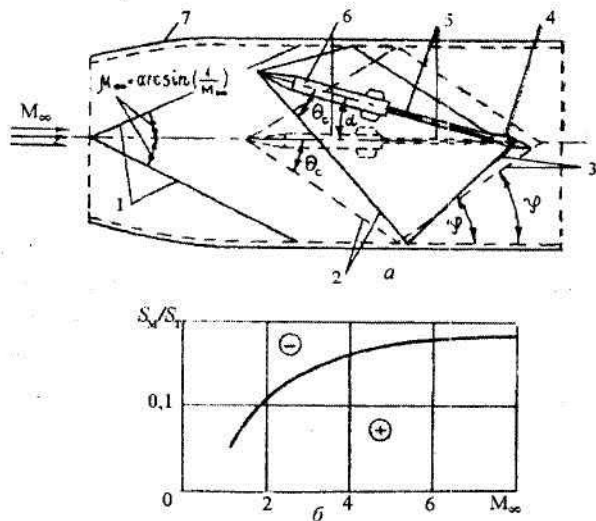


Рис. 5. К определению степени «загромождения» рабочей части трубы:
 1 — линии слабых возмущений; 2 — головные скачки уплотнения;
 3 — отраженные скачки уплотнения; 4 — траверса; 5 — державка тензовесов; 6 — модель тела вращения; 7 — пограничный слой

Для определения допустимой площади S_M можно использовать экспериментальный график, приведенный на рис. 5, б, где S_T — площадь поперечного сечения рабочей части трубы. Следует иметь в виду, что допустимую площадь S_M находят с учетом угла атаки a .

получим $S_M^* = S_M \cos \alpha$.

Если значение S_M на рис. 5, б определяем для заданного угла a , то

ОСНОВНЫЕ ВИДЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

Современный аэродинамический эксперимент предусматривает большой комплекс измерений параметров газового потока, обтекающего модель.

К основным видам измерений в аэродинамических трубах, связанных с изучением обтекания ЛА и определением их аэродинамических характеристик, относятся весовые, дренажные испытания, различные методы визуализации течения, а также методы изучения аэродинамического нагрева.

Другая часть измерений связана с определением параметров набегающего потока. В этом случае большое значение имеют измерения давлений и скорости потока, а также определение поля скоростей в рабочей части аэродинамической трубы.

Для измерения давлений в воздушном потоке применяются жидкостные и механические манометры, а также электрические датчики давления. Остановимся подробнее на устройстве жидкостных манометров, используемых при проведении эксперимента в дозвуковых трубах.

Дифференциальный {/}-образный манометр (рис. 6, а) применяется обычно для измерения небольших перепадов давлений в воздушных средах. Перепад давлений (p_1 — p_2), подаваемых в трубки манометра, уравнивается весом вертикального столба манометрической жидкости. При вертикальном расположении манометра этот перепад

$$p_1 - p_2 = (h_2 - h_1)\gamma = \Delta h\gamma,$$

$$\text{а при наклонном} \quad p_1 - p_2 = (h_2 - h_1)\gamma \sin \beta = \Delta h\gamma \sin \beta, \text{ где } \gamma = \rho g$$

— удельный вес жидкости, залитой в манометр; ρ — ее плотность;
 g — 9,81 м/с²; h_1, h_2 — высоты манометрической жидкости в

трубках манометра, соответствующие давлениям p_1, p_2 , β — угол наклона трубок манометра.

Чашечный микроманометр (рис. 6, б) состоит из чашки 1 большого поперечного сечения, с которой шарнирно соединена измерительная трубка 2 с делениями. Эта трубка устанавливается под различными углами наклона b к горизонту. К чашке подводится измеряемое давление p_i если оно больше атмосферного $p_{атм}$, с которым соединяется свободный конец измерительной трубки (если измеряемое давление меньше атмосферного, то порядок подключения меняется на противоположный). Когда в чашке и в трубке одинаковые давления, жидкость в измерительной трубке занимает полож. h_0 .

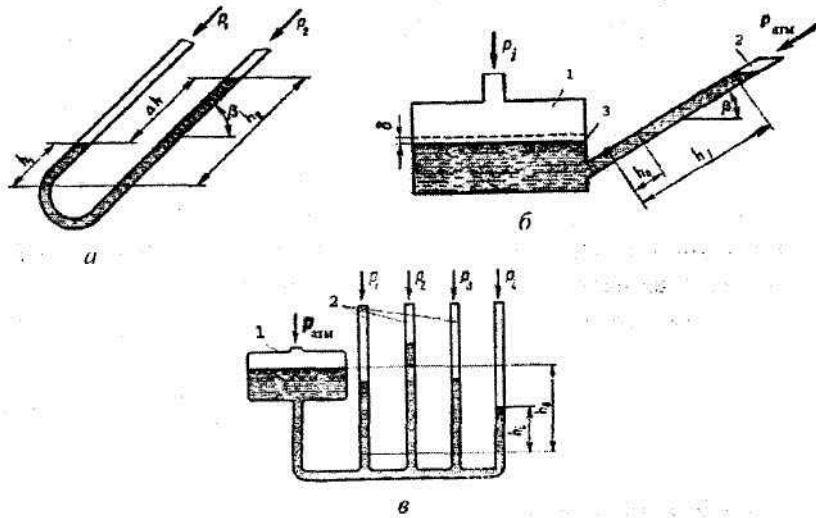


Рис. 6. Схемы жидкостных манометров:
 а — дифференциальный манометр; б — чашечный манометр; в — батарейный манометр;
 1 — общий резервуар (чашка); 2 — отсчетные трубки; 3 — манометрическая жидкость

Под действием измеряемого давления p_i уровень жидкости в трубке поднимается до положения h_i . Так как объем жидкости (спирта) в манометре постояен, одновременно понижается уровень жидкости в чашке на величину δ . Это значение можно определить из равенства объемов жидкости, поднявшейся в трубку, и соответствующего

$$f\Delta h = F\delta,$$

где $\Delta h = h - h_0$, f и F — соответственно площади поперечного сечения трубки и чашки, откуда

$$\delta = \Delta h(f/F).$$

понижения ее в чашке:

$$p_i - p_{\text{атм}} = (\delta + \Delta h \sin \beta)\gamma.$$

Измеряемая разность давлений

$$p_i - p_{\text{атм}} = \Delta h \sin \beta \gamma [1 + f/(F \sin \beta)].$$

Это выражение можно преобразовать к виду

Так как обычно принято, что в манометр заливается спирт с учетом того, что $f \ll F$, получаем $p_i - p_{\text{атм}} \approx \Delta h \sin \beta \gamma = K \Delta h$, где K — коэффициент шкалы манометра.

С учетом того, что известной величиной удельного веса, а угловые положения трубки фиксированы, то на чашечном микроманометре для различных углов наклона около каждого отверстия, в которое входит фиксирующий стержень, выбито значение коэффициента шкалы манометра.

Батарейный манометр. В случае если необходимо провести измерение давления одновременно во многих точках, например, когда исследуется распределение давления по поверхности модели, используется батарейный манометр (рис. 6, в). Для уменьшения количества регистрируемых величин все измерительные трубки 2 соединяются с одной емкостью 1 большого объема. К каждой измерительной трубке подводится свое давление. Все измерительные трубки и емкость размещаются на общем основании, которое можно устанавливать под различными углами наклона к горизонту, что позволяет выбирать необходимую чувствительность манометра (для всех каналов одинаковую). Общая емкость соединена с атмосферой.

Для того чтобы предусмотреть возможность измерения как положительных, так и отрицательных избыточных давлений, нулевое положение жидкости в измерительных трубках находится посередине отсчетной шкалы батарейного манометра. Если давление p_i больше $p_{\text{атм}}$, то уровень жидкости в соответствующей трубке опустится вниз ($\Delta h > 0$),

а если p_i меньше $p_{\text{атм}}$, то уровень жидкости в трубке поднимется ($\Delta h < 0$).

Следовательно, знак избыточного давления определяется положением жидкости относительно нулевого (начального) уровня. Измеряемое давление определяется из условия, что перепад давлений уравнивается вертикальным столбом жидкости в измерительной трубке, т. е.

$$p_i - p_{\text{атм}} = \gamma \Delta h_i \sin \beta,$$

где $\Delta h_i = h_i - h_0$ — смещение уровня жидкости в трубке.

Движение несжимаемой жидкости (воздушного потока при

$$p + (\rho V^2)/2 = p_0,$$

скоростях меньше 60... 100 м/с) описывается уравнением Бернулли вида

где p — статическое давление; $(\rho V^2)/2$ — динамическое давление или скоростной напор; p_0 — полное давление или давление торможения.

Для восприятия этих давлений в целях последующего их измерения с помощью манометров служат приемники давления.

На рис. 7, а показана схема измерения избыточного статического давления в некоторой точке А потока с помощью **статического** зонда и микроманометра.

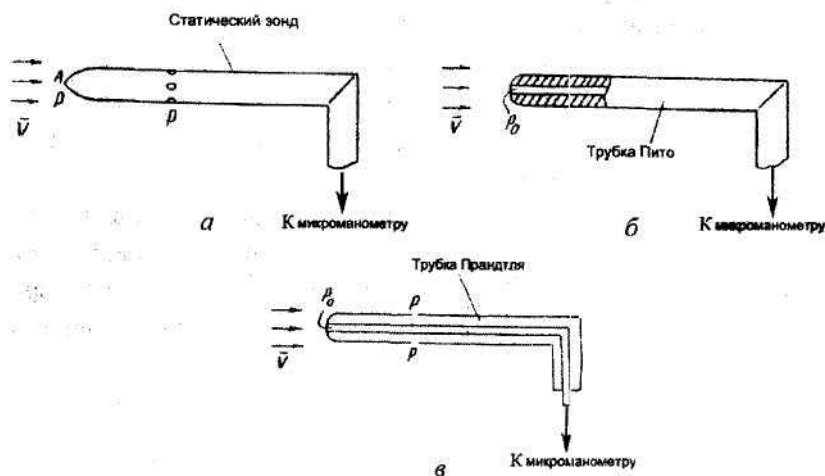


Рис. 7. Схемы измерения параметров дозвукового потока: а — статический зонд; б — трубка Пито; в — трубка Прандтля

Приемник полного давления — **трубка Пито** — представляет собой согнутую под прямым углом трубку, открытый конец которой устанавливается по потоку, а противоположный конец соединяется гибкой трубкой с манометром. Схема измерения полного давления с помощью трубки Пито и микроманометра показана на рис. 7, б.

Для восприятия скоростного напора (динамического давления) применяется **трубка Прандтля**, представляющая собой комбинацию статического зонда и трубки Пито. Схема измерения скоростного напора с помощью трубки Прандтля и микроманометра представлена на рис. 7, в.

При измерении скорости дозвукового воздушного потока, когда ние торможения, т. е. $p_0 = p_\infty + (\rho_\infty V^2)/2$, которое передается к среде можно считать несжимаемой, в трубке Пито действует давление чашечному микроманометру (давление p_i).

Так как измерения осуществляются в трубе с открытой рабочей частью, то давление p_∞ равно $p_{\text{атм}}$. Следовательно, измеряемая разность давлений:

$$p_0 - p_\infty = p_0 - p_{\text{атм}} = (\rho_\infty V_\infty^2)/2 = K \Delta h.$$

Из этого выражения найдем

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2}{\rho_\infty} \cdot K \Delta h}.$$

В технической системе единиц при нормальных условиях $\rho_\infty = 0,125$ кг/м³. Если подставить в эту формулу значение

$\Delta h = h - h_0$ (выраженное в миллиметрах), снимаемое непосредственно со шкалы у наклонной трубки, то получим очень удобную расчетную зависимость

$$V_\infty = 4\sqrt{K \Delta h},$$

где V_∞ измеряется в метрах в секунду (м/с).

Минимальное значение коэффициента шкалы чашечного манометра $K = 0,1$, а максимальное — $K = 0,8$, длина измерительной трубки 300 мм, что определяет диапазон измеряемых давлений и соответствующих скоростей воздушного потока.

Например, если измерение давления осуществляется с точностью 1 %, то перепад, Δh должен быть не менее 100 мм. Следовательно, соответствующая минимальная скорость, измеренная с точностью 1 %, будет $V_\infty = 12,65$ м/с, а соответствующий минимальный перепад давлений

$$\Delta p = 100 \text{ Па (0,001 атм)}.$$

Отметим, что при проведении аэродинамического эксперимента для размещения насадки в выбранной точке потока используется координатное устройство (рис. 8). На основании 1 этого устройства смонтированы механизмы, обеспечивающие перемещение насадки вдоль двух осей координат, а также поворот относительно этих осей.

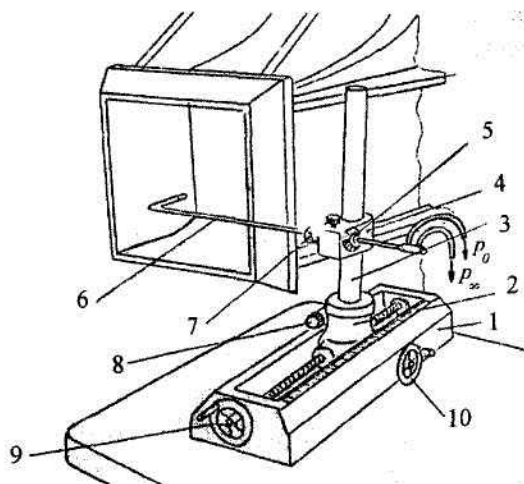


Рис.8. Координатное устройство для измерительных насадок:
1 — основание; 2—каретка; 3—колонка; 4 — подвижный кронштейн; 5 — зажим; 6 — штанга; 7,8,9,10 — рукоятка

Весовые испытания предназначены для измерений аэродинамическими весами сил и моментов, действующих на ЛА. При осуществлении этих измерений обычно используется модель ЛА, которая закрепляется при помощи специальных державок на чувствительных элементах весов (рис. 9, а) и помещается в рабочую часть трубы. По измеренным силам и моментам, зная параметры потока в рабочей части, определяются безразмерные аэродинамические коэффициенты. Важное преимущество весовых испытаний состоит в том, что они позволяют определить полную аэродинамическую силу или момент, которые являются результатом воздействия на обтекаемую поверхность ЛА одновременно трения и давления.

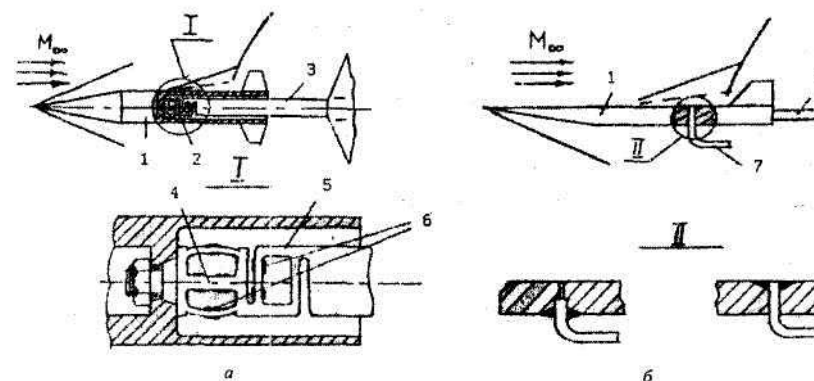


Рис. 9. Методы исследования аэродинамических характеристик: а — схема весовых испытаний с трехкомпонентными аэродинамическими весами; б — дренажные исследования; 1 — модель; 2 — весовой элемент; 3 — державка; 4 — упругий элемент для измерения осевой силы; 5 — упругий элемент для измерения нормальной силы и момента тангажа; 6 — тензодатчики; 7 — дренажная трубка

Для проведения дренажных исследований, на поверхности модели ЛА просверливаются дренажные отверстия малого диаметра, в которые впаиваются дренажные трубки, соединенные с манометрами (рис. 9, б). Во время работы аэродинамической трубы фиксируются показания этих манометров, по которым определяется соответствующее давление. Анализируя полученное распределение давлений по поверхности модели, можно сделать вывод о характере ее обтекания, наличии скачков уплотнения, структуре пограничного слоя и т. п.

По найденному распределению давлений можно вычислить суммарные аэродинамические силы и моменты, обусловленные этим распределением. При выборе количества и схемы расположения дренажных отверстий следует иметь в виду, что они должны обязательно размещаться в местах предполагаемого значительного изменения давления и достаточно близко друг от друга для наиболее полного выявления картины распределения давления и сведения к минимуму погрешности при аппроксимации функции распределения давления по экспериментальным данным. Кроме того, приходится учитывать особенности конструкции модели и ее державки (например, габариты).

В качестве регистратора давления при проведении эксперимента в сверхзвуковом потоке часто используется групповой регистрирующий манометр (ГРМ), в корпусе которого размещены 20 рычажных весовых элементов, связанных между собой общим электрическим приводом и механизмом печати (для воспроизведения показаний на бумажной ленте). Кинематическая схема одного из таких блоков представлена на рис. 10, а.

Воспринимаемое дренажным отверстием давление p с помощью трубок и шлангов передается сильфону 3, установленному на рычаге 5. Возникающее в сильфоне усилие от избыточного давления $p - p_{атм}$ передается на этот рычаг, и вследствие нарушения его равновесия происходит замыкание одного из контактов 7 в зависимости от знака разности давлений. При этом включается соответствующий электромагнит 17, который притягивает пластинку с роликом 18 и вводит его в зацепление с фрикционным колесом привода 21. Вращение вала через этот ролик и редуктор передается на ходовые винты 10 и 14, которые приводят в действие указатель 16 и механизм регистрации показаний прибора 13. Одновременно вращение винтов вызывает перемещение гайки 9 на измерительной пружине 8 до тех пор, пока рычаг не окажется в равновесии. Тогда контакты 6, 7 разомкнутся, и цепь питания электромагнитов 17 разорвется. В этот момент показание прибора будет соответствовать измеряемому давлению.

С помощью печатающего механизма 12 на бумажной ленте 11 фиксируются показания цифрового барабана. Расчет давления по записи ГРМ осуществляется по формуле $p - p_{атм} = (N_0 - N)k_T$, где N_0 и N — показания прибора в условных единицах, соответствующие атмосферному $p_{анв}$ и измеряемому p давлениям; k_T — тарифовочный коэффициент прибора.

Значение N_0 определяется как среднее из показаний, соответствующих атмосферному давлению до и после измерений в потоке. Примеры расшифровки показаний ГРМ приведены на рис. 10, б. На каждом отпечатке сверху и снизу указателя 22 расположены две шкалы. Причем верхняя шкала 24, цена делений которой составляет 0,2, является по отношению к нижней нониусом, т. е. показание

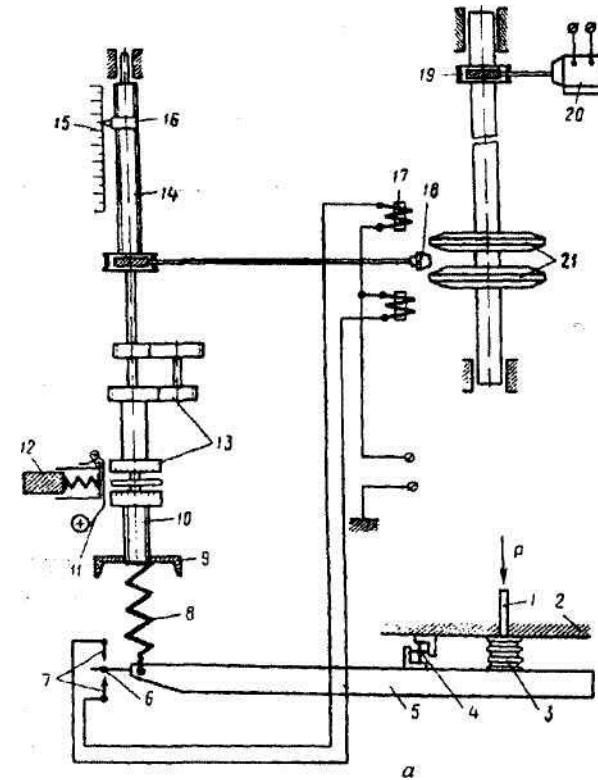


Рис. 10. Схема рычажного весового элемента прибора ГРМ:

1 — штуцер; 2 — основание; 3 — сильфон; 4 — упругий шарнир подвески; 5 — рычаг; 6 — подвижный контакт; 7 — неподвижные контакты; 8 — витовая измерительная пружина; 9 — гайка измерительной пружины; 10 — винт; 11 — бумажная лента; 12 — механизм печати; 13 — механизм регистрации; 14 — визуальный винт; 15 — шкала; 16 — указатель; 17 — электромагниты; 18 — ролик; 19 — групповой вал; 20 — электродвигатель привода; 21 — диски привода; 22 — указатель шкалы; 23 — шкала десятков; 24 — шкала единиц

нижней шкалы 23 всегда представляет собой целое число ее делений. В тех случаях, когда такое показание близко к целому числу и неясно, больше оно или меньше этого числа, необходимо обратиться к верхней шкале. Если нуль на ней расположен справа от указателя, то показание нижней шкалы будет меньше целого числа, если слева, то больше. Современные конструкции манометров типа

ГРМ обеспечивают точность измерения давления в пределах 0,5 % от максимальной величины измеряемого избыточного давления.

При аэродинамических исследованиях широко используются **визуальные методы**, основанные на различных оптических эффектах, позволяющих наблюдать картину потока около обтекаемого тела. Наиболее распространенными методами визуализации сверхзвуковых газовых потоков являются оптические методы, основанные на известном оптическом эффекте зависимости скорости света (а следовательно, и коэффициента преломления n) в газе от его плотности p . Связь между коэффициентом преломления n и плотностью газа p определяется формулой $n = 1 + (n_0 - 1)p/p_0$, где n_0 и p_0 — соответственно начальные значения коэффициента преломления и плотности газа. На этом принципе работают различного рода теневые оптические приборы (ТЕ-23, ИАБ-451), интерферометры и т. д.

Принципиальная схема теневого прибора приведена на рис. 11. Если поток внутри аэродинамической трубы имеет равномерную плотность, пучок света проецируется на экран без искажения, причем по мере опускания пластина «ножа» D поле экрана светлеет. Если в каких-либо точках потока возникает изменение плотности, плоскопараллельный луч, проходящий между линзами L_2 и L_3 ,

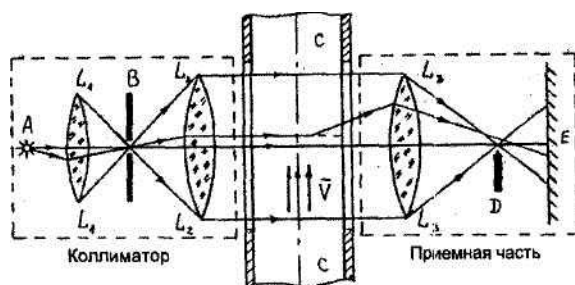


Рис. 11. Принципиальная схема теневого прибора: А — источник света; L_1 — двояковыпуклая линза; В — пластина с отверстием в фокусе L_1 ; L_2 — линза, дающая параллельный световой поток; С — плоскопараллельные: стекла в стенках рабочей части аэродинамической трубы; L_3 — собирающая линза; D — «нож»; Е — приемная камера телевизионной установки

отклоняется из-за изменения коэффициента преломления среды и проходит либо выше, либо ниже «ножа». Это приводит к появлению на экране теней, так как лучи или дополнительно осветят часть экрана, или не попадут на него.

Экспериментальные исследования **аэродинамического нагрева** основаны на обеспечении достаточно большой разности между температурой поверхности исследуемого тела и температурой газа у этой поверхности, близкой к температуре торможения. Это может быть достигнуто либо путем предварительного охлаждения модели, либо подогревом обтекающего воздуха в форкамере. При этом температура поверхности модели в процессе эксперимента фиксируется с помощью тепловых датчиков (термопар). При исследовании **теплового разрушения** фотографируют модель, фиксируя характер такого разрушения во времени, а также измеряют температуру модели в разных точках с помощью термопар.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Краснов Н. Ф. Аэродинамика: В 2 т. М.: Высш. шк., 1976.
2. Прикладная аэродинамика: Учеб. пособие для вузов / Под общ. ред. Н. Ф. Краснова. М.: Высш. шк., 1974.

III

$M_{\infty} = 4.5$
 $P_0 = 5 \text{ atm}$
 $T_0 = 260 \text{ K}$

