

Эксплуатация и ремонт вертолетов, самолетов и авиационных двигателей

Раздел №1 «Воздушные суда»

Тема №1 «Аэродинамика и летно-технические данные вертолётa»



Лекция №2 «Основные понятия о несущей поверхности и распределении давления»

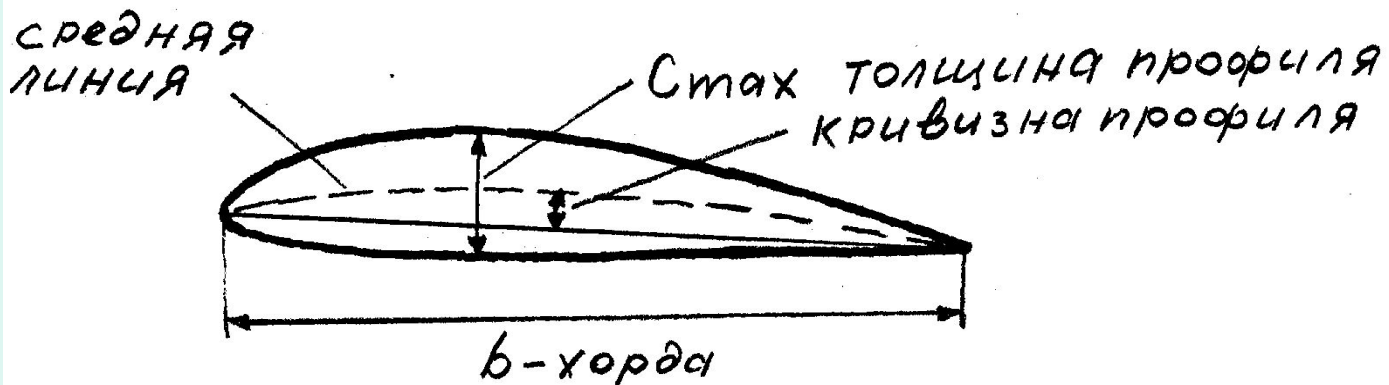
Учебные вопросы:

1. Несущая поверхность. Её геометрические характеристики
2. Пограничный слой. Число Рейнольдса
3. Распределение давления по профилю при малых числах M



Вопрос №1 Несущая поверхность. Её геометрические характеристики.

- Несущие поверхности предназначены для создания **подъемной силы**, обеспечивающей возможность полета летательного аппарата тяжелее воздуха.
- К ним относятся: крыло самолета (вертолета), несущие и рулевые винты, стабилизаторы, кили и т.д.
- Крыло движется поступательно, а лопасти несущего винта еще и вращаются. Вращение и обеспечивает движение лопасти относительно воздуха и создание подъемной силы, обеспечивающей вертикальный взлет, висение и посадку. Лопасть описывается параметрами характеризующими форму поперечного сечения и форму лопасти в плане.



Геометрические параметры профиля

Профиль - это контур сечения лопасти в плоскости перпендикулярной ее продольной оси.

Хорда профиля (b) — отрезок прямой, соединяющий две наиболее удалённые точки профиля.

Толщина профиля (С_{max}) — величина максимального утолщения профиля.

Относительная толщина профиля (С) — отношение максимальной толщины C_{max} к хорде, выраженное в процентах:

C_{max} до 13% считается тонким или средним профилем, свыше 13% — толстым профилем.

Кривизна профиля (f) — наибольшее расстояние от средней линии до хорды, выраженное в процентах.

По форме профили могут быть:

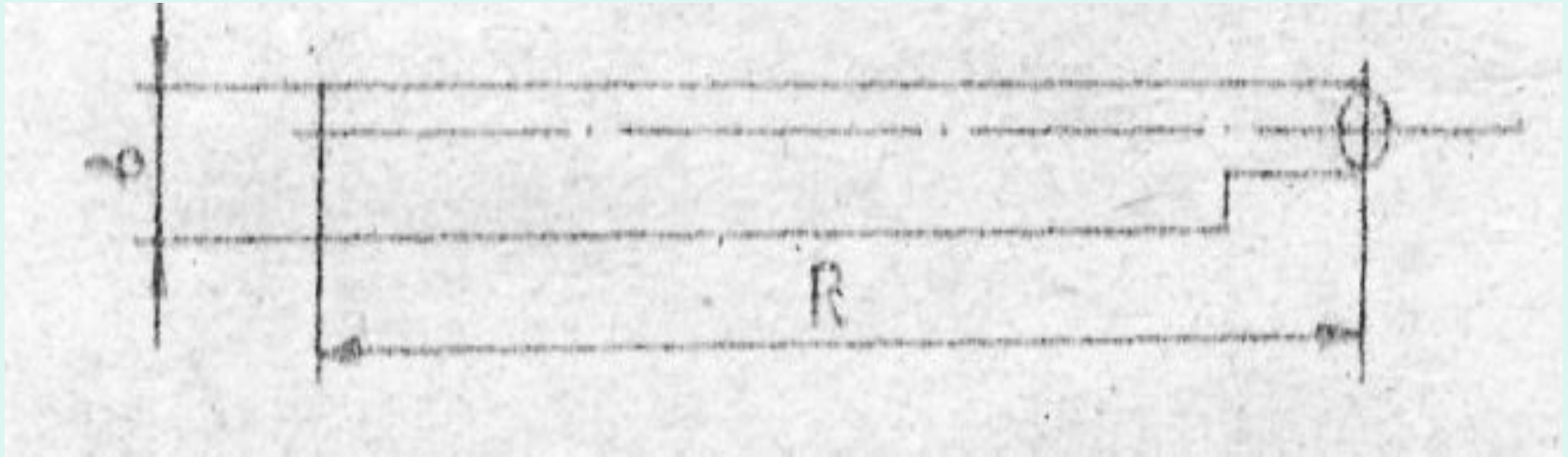
- 1) Симметричные. Когда верхняя и нижняя дужки зеркально отображают друг друга.
- 2) Несимметричные (плосковыпуклый, двойко-выпуклый, S-образный и другие).

Геометрические параметры лопасти.

- Лопасти бывают прямоугольными, трапецевидными и комбинированными по форме. В настоящее время на несущих винтах применяются лопасти прямоугольной формы в плане.

Форма лопасти в плане характеризуется:

- 1) **Удлинением.** Это отношение квадрата длины лопасти к площади (или длины лопасти к хорде).
- 2) **Сужением**-это отношение корневой хорды к концевой.
 - Заметное влияние на несущее свойство лопасти оказывает форма законцовки (скругление, стреловидная законцовка и т.д.).
 - Участок лопасти, выделенный двумя плоскостями, перпендикулярными продольной оси лопасти, называется **элементом лопасти.**



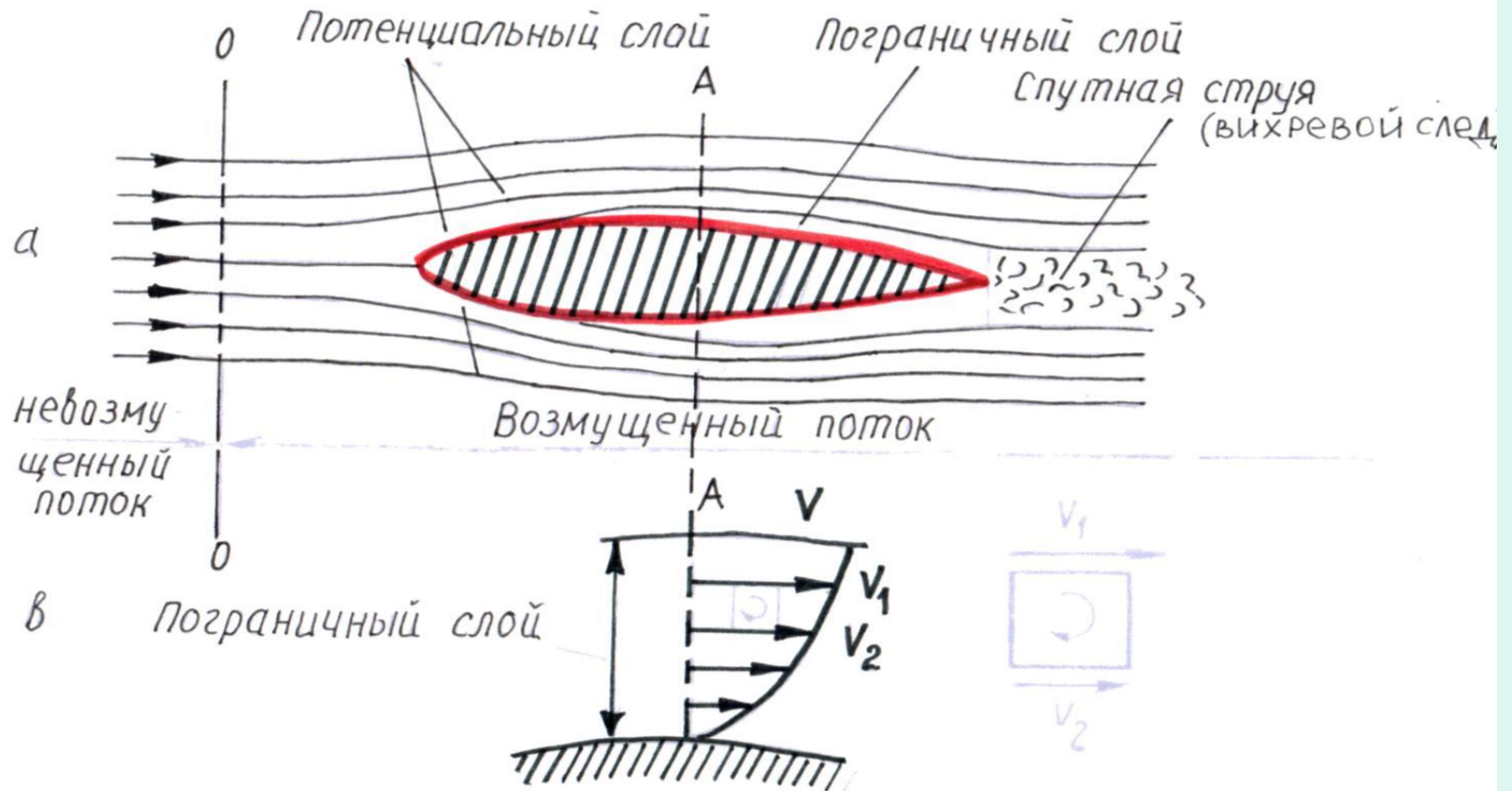
Форма лопасти в плане характеризуется:

λ – удлинением $\lambda = \frac{R^2}{S} = \frac{R}{b}$ (2.3)

у современных вертолетов $\lambda = 20 \div 22$

η – сужением $\eta = \frac{b_o}{b_k}$ (2.4)

Вопрос №2 Пограничный слой. Число Рейнольдса.



- Слева от сечения 0—0 поток воздуха не возмущен присутствием тела. Такой поток называется **невозмущенным потоком**. За сечением 0—0 струйки потока изменяют направление и площади сечений, а следовательно, и величину скорости движения. Поток, струйки которого деформированы, называется **возмущенным потоком**. Возмущенный поток можно разделить на ряд слоев.
- Рассмотрим изменение скорости возмущенного потока в сечении А—А. Непосредственно на поверхности тела скорость частиц равна нулю. По мере удаления от поверхности тела скорость частиц воздуха нарастает и на некотором удалении будет равна местной скорости потока. Это обусловлено проявлением вязкости воздуха вблизи поверхности тела при его обтекании.
- Прилегающий к поверхности тела слой воздуха, скорость которого изменяется от нуля до местной скорости потока, называется **пограничным слоем**. Пограничный слой довольно тонок. Наличие градиента скорости по высоте пограничного слоя обуславливает появление в нем вихревого движения.
- По характеру течения воздуха пограничные слои делятся на два типа: **ламинарный и турбулентный**.

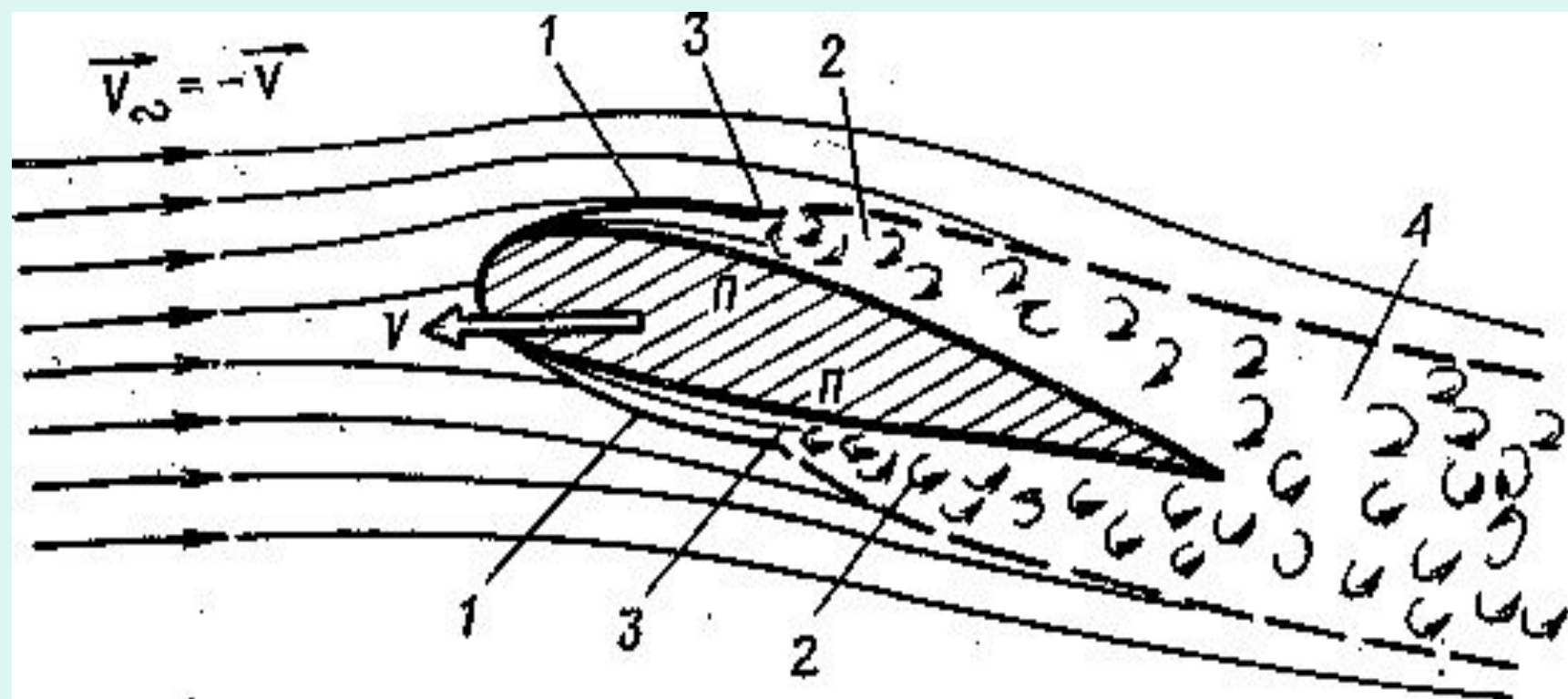


Рис. 1.21. Пограничный слой (увеличено):

1 — ламинарный; 2 — турбулентный; 3 — зона перехода; П — точка перехода; 4 — вихревой след (спутная струя)

- **В ламинарном** пограничном слое образующиеся вихри не перемещаются из одного слоя в другой. Отдельные струйки воздуха в ламинарном пограничном слое движутся параллельно не перемешиваясь между собой.
- **В турбулентном** пограничном слое все течение заполнено мелкими вихрями, направление которых различно. Вследствие этого в турбулентном пограничном слое упорядоченного движения струек не наблюдается, идет процесс их непрерывного перемешивания.

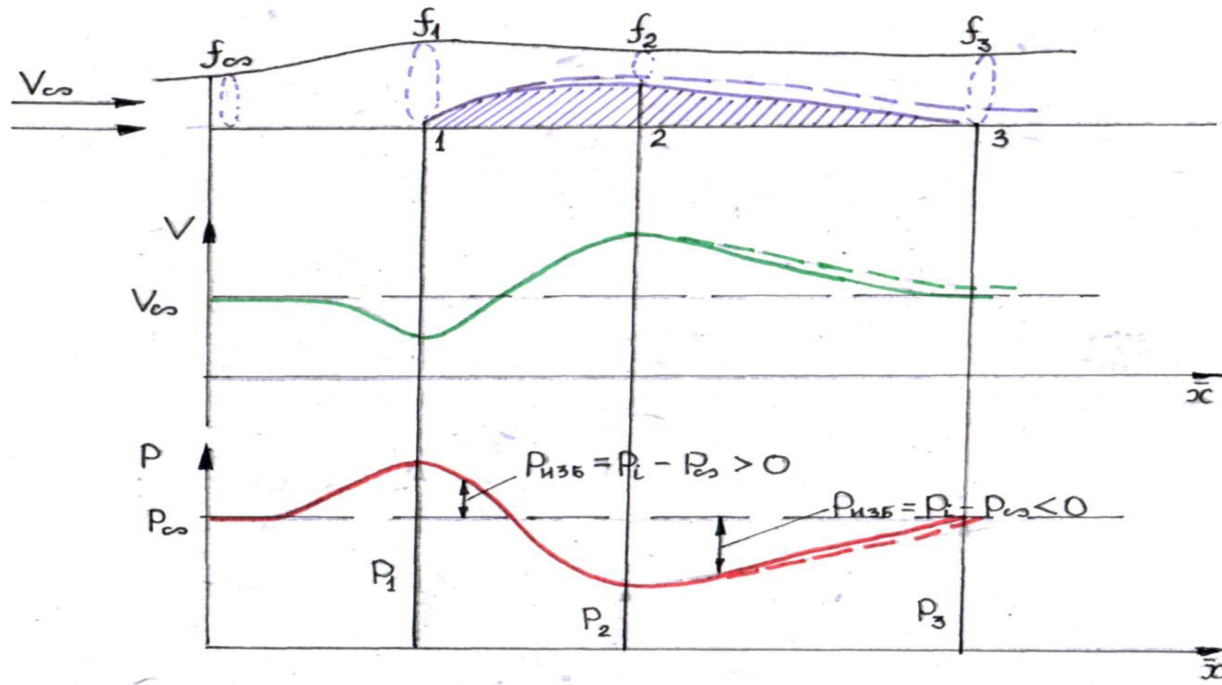
- Обычно пограничный слой при обтекании тела имеет смешанную структуру: в передней части тела ламинарный, затем в некоторой точке (точка перехода) переходит в турбулентный. Стекая с крыла (лопасти), он образует спутную струю, представляющую собой завихренную массу воздуха.
- Степень проявления вязкости в пограничном слое определяется **числом Рейнольдса**.
- Число Рейнольдса для конкретного тела остается постоянным, поэтому можно определить координату точки перехода ламинарного слоя в турбулентный в зависимости от скорости.

$$Re = \frac{v\ell}{\nu}$$

где v - скорость воздуха во внешнем потоке;
 ν - кинематический коэффициент вязкости;
 ℓ - размер тела.

Вопрос №3 Распределение давления при малых числах M

- При отсутствии относительного перемещения воздуха и тела, статическое давление во всех точках будет одинаковым.
- Если тело движется в воздухе или обтекается воздушным потоком с той же скоростью, струйки будут деформироваться, скорость и давление будут изменяться. Степень деформации струек зависит от формы тела и толщины пограничного слоя.



В районе передней кромки (сечение 1-1) струйка расширяется, скорость потока уменьшается. Затем струйка поджимается, скорость растет. скорость будет максимальной в сечении 2-2. Пройдя это сечение струйка расширяется, скорость уменьшается. Зная закон изменения скорости на основании уравнения Бернулли можно определить характер изменения давления

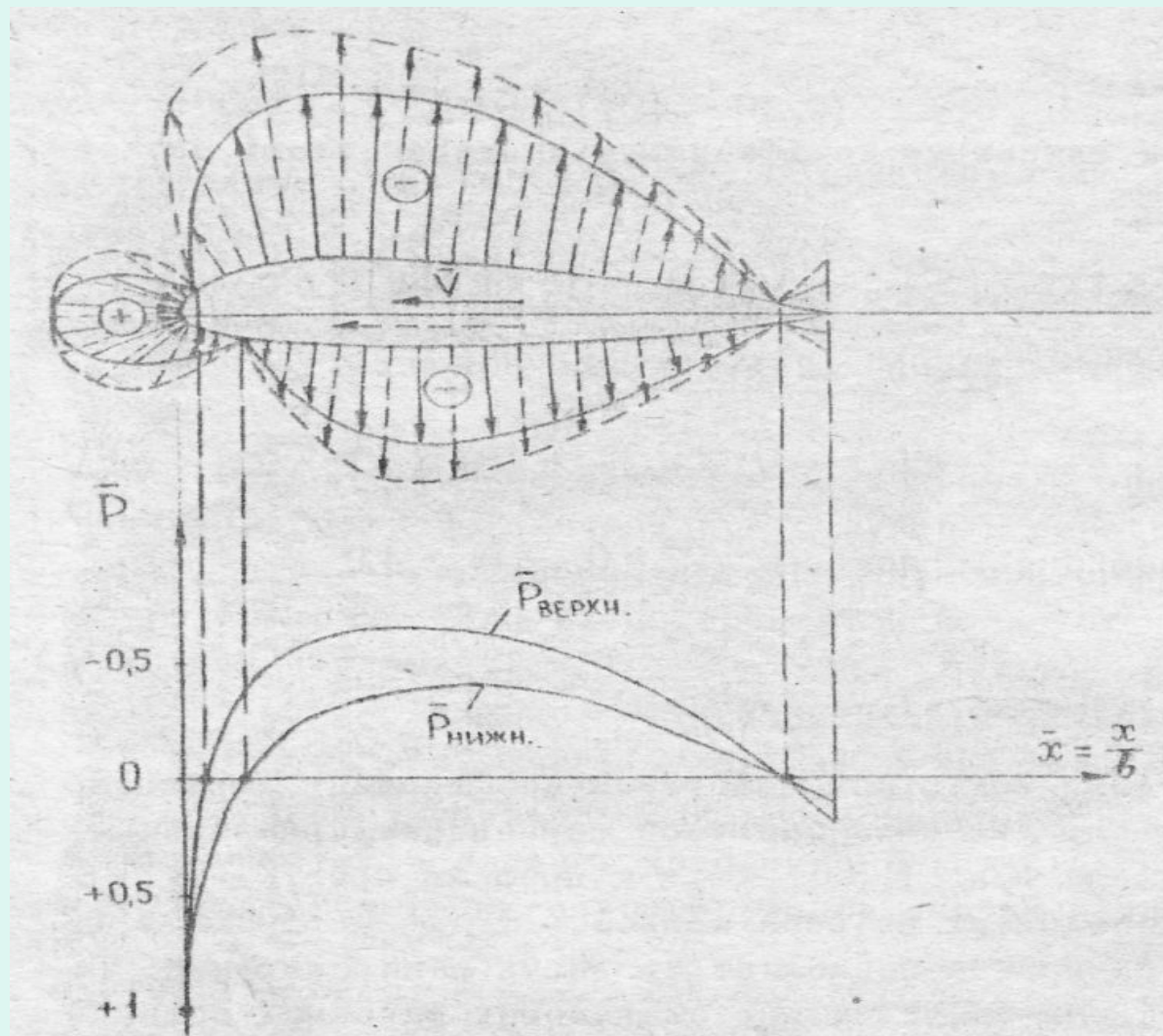
$$P_{cm} + \frac{\rho V^2}{2} = const$$

$$V \uparrow \rightarrow P_{cm} \downarrow$$

$$V \downarrow \rightarrow P_{cm} \uparrow$$

- Для несимметричного профиля давление на нижней поверхности будет выше, чем на верхней из-за меньшей деформации струек, разность давлений будет направлена в сторону верхней дужки.
- Распределение давления вдоль профиля определяют путем его замера в различных точках при обдувке в **аэродинамических трубах**. Результаты замера изображаются в виде векторной диаграммы или эпюры давлений. Для их построения используют относительные величины давлений.

При построении векторной диаграммы коэффициенты давления откладывают перпендикулярно хорде, отрицательные вверх, а положительные вниз.



При построении векторной диаграммы коэффициенты давления откладывают перпендикулярно хорде, отрицательные вверх, а положительные вниз.

Литература на самоподготовку:

- 1 . Волощенко С.Н. Аэродинамика. Учебное пособие. УВВАУЛ. Уфа 1995 год. с.24-36
- Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолета. Учебное пособие- М. Транспорт, 1998 г. с.31-34.