

Эксплуатация и ремонт вертолетов, самолетов и авиационных двигателей

Раздел №1 «Воздушные суда»

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



Лекция №3 «Аэродинамические силы и их коэффициенты»

Учебные вопросы:

1. Полная аэродинамическая сила и её составляющие
2. Подъемная сила и факторы, влияющие на ее величину



Вопрос №1 «Полная аэродинамическая сила и её составляющие»

- При обтекании твердого тела струйки деформируются. Изменение сечения струек вызывает изменение скорости и давления. На нижней поверхности скорость меньше, а давление больше из-за меньшей деформации струек. В итоге возникают нормальные силы давления. Кроме того при обтекании тела возникают силы вязкого трения.
- Эти распределенные по поверхности силы можно просуммировать и найти их результирующую силу. Эффект действия результирующей силы на тело в целом точно такой же, как и всей распределенной нагрузки.
- Равнодействующая сил давления и сил трения, действующих на поверхность тела, называется результирующей (полной) аэродинамической силой или просто **аэродинамической силой**.

Полная аэродинамическая сила может быть определена по формуле:

$$\bar{R} = \sum \bar{P}_i + \sum \bar{F}_{TP_i}$$

$$R = C_R \frac{\rho v^2}{2} S$$

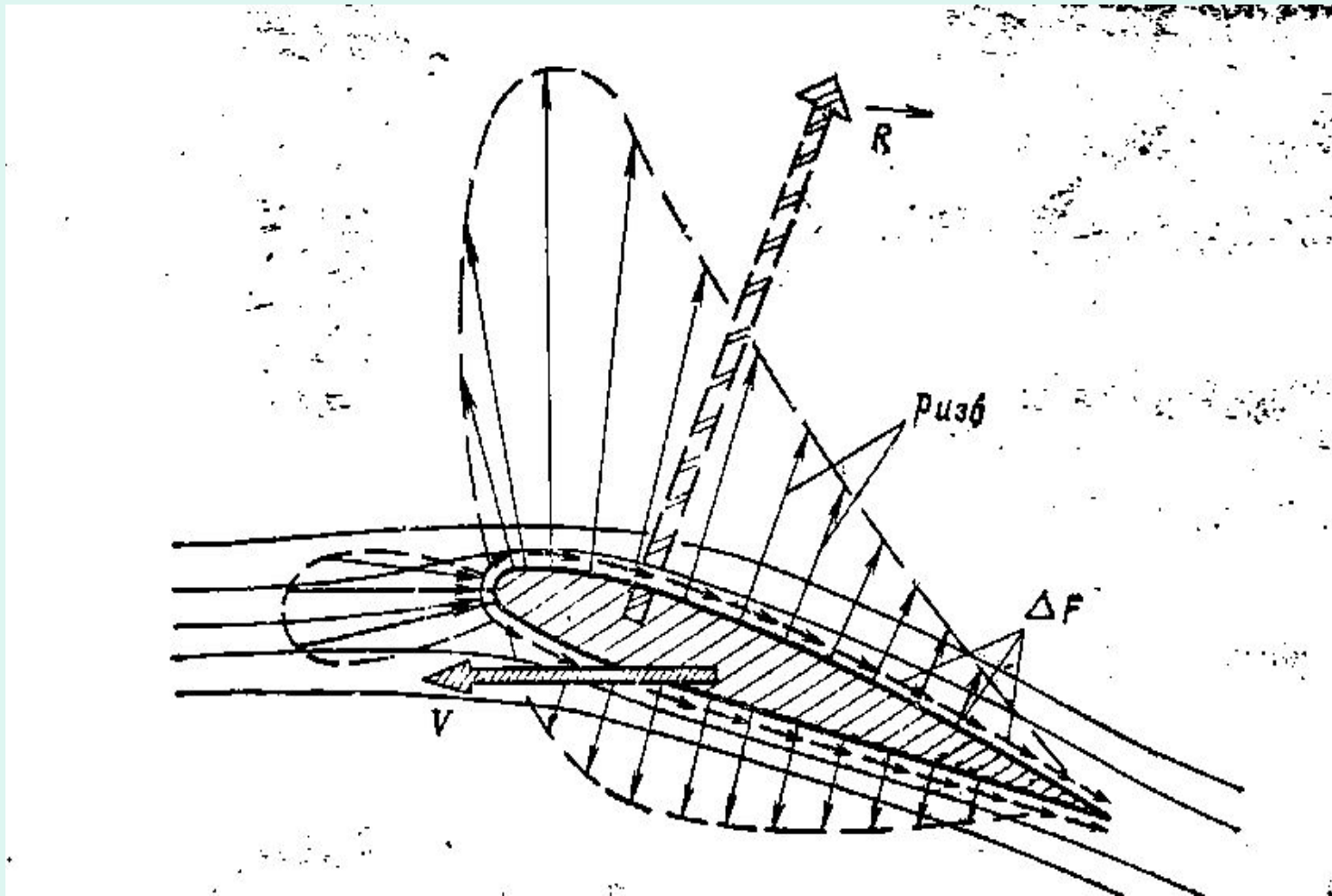
где C_R - коэффициент полной аэродинамической силы;

$\frac{\rho v^2}{2}$ - скоростной напор, кг/см²;

S - площадь крыла (лопасти) в плане, м².

Из формулы следует, чем больше скоростной напор, тем больше силовое воздействие потока воздуха на крыло (лопасть). Чем больше площадь крыла, тем на большую площадь оказано это воздействие.

Коэффициент полной аэродинамической силы показывает, какая часть скоростного напора используется для создания полной аэродинамической силы.



Точка пересечения полной аэродинамической силы с хордой называется **центром давления.**

Чем больше размеры тела заданной формы, тем больше поверхность, на которую воздействуют силы давления и трения, следовательно, тем больше и **аэродинамическая сила.**

- По мере увеличения скорости полета и плотности воздуха растет и сила **R**, поскольку увеличиваются как силы давления в связи с возрастанием скоростного напора, так и силы трения в связи с увеличением вязкости воздуха и градиента скорости в пограничном слое.

Т.о. величина и направление полной аэродинамической силы зависит:

- от скорости потока
- от размеров тела
- от ориентации тела в потоке
- от плотности среды
- от чисел M и Re .

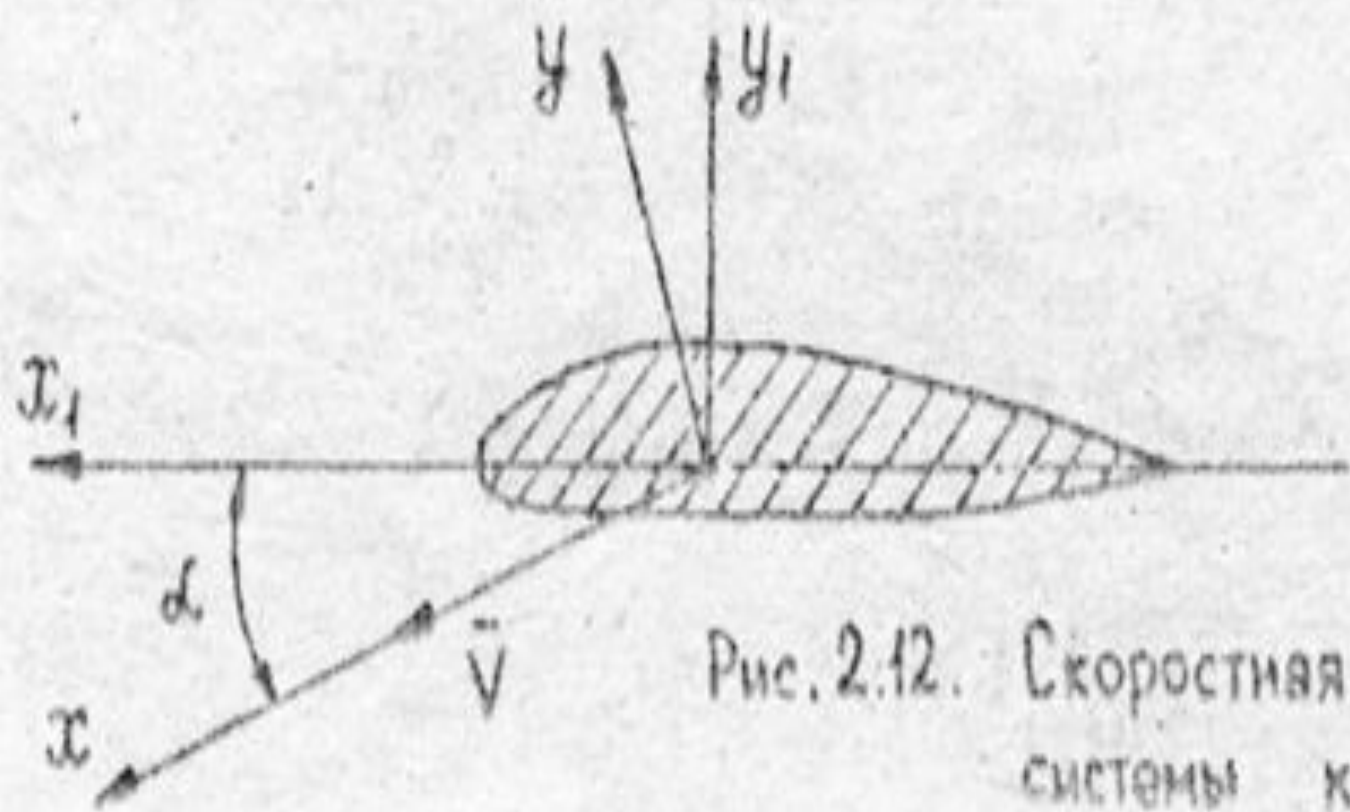


Рис. 2.12. Скоростная и связанная системы координат.

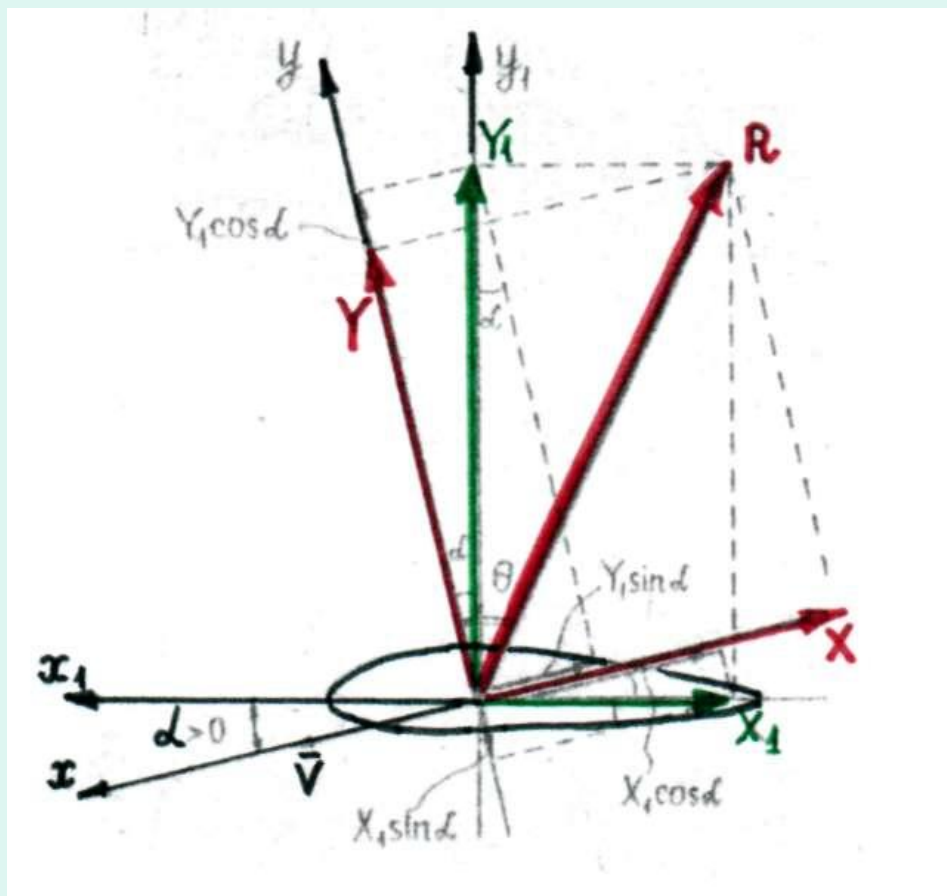
Скоростная и связанная системы координат.

- В аэродинамике используют прямоугольные системы координат:
- -скоростная $Oxyz$
- -связанная $Ox_1y_1z_1$
- Начало координат располагают в центре давления. **Скоростная система координат связана с вектором скорости.** Ось Ox направлена по вектору скорости. Ось Oy направлена перпендикулярно вектору скорости в сторону верхней дужки профиля. Ось Oz с осями Ox и Oy составляет правую систему координат.
- **Связанная система координат неподвижна относительно профиля.** Ось Ox_1 -продольная-продольная ось, направлена по хорде к носу профиля. Ось Oy_1 нормальная ось направленная перпендикулярно продольной оси Ox_1 в сторону верхней дужки. Ось Oz_1 - поперечная ось с осями Ox_1 и Oy_1 составляет правую систему координат. Угол между хордой и вектором скорости называется **углом атаки.**

Составляющие полной аэродинамической силы.

В скоростных осях составляющими полной аэродинамической силы являются:

- **Подъемная сила Y** -это проекция полной аэродинамической силы на ось Oy .
- **Лобовое сопротивление X** - это проекция полной аэродинамической силы на ось Ox .
- **Боковая сила Z** -это проекция полной аэродинамической силы на ось Oz .



Проекции полной аэродинамической силы в связанных осях называются:

- **Нормальная сила Y_1** -это проекция полной аэродинамической силы на ось Oy_1 .
- **Продольная сила X_1** - это проекция полной аэродинамической силы на ось Ox_1 .
- **Поперечная сила Z_1** -это проекция полной аэродинамической силы на ось Oz_1 .
- **Q- угол качества профиля.** Угол между Y и R . Чем больше угол тем профиль хуже
- Для расчета полной аэродинамической силы и ее составляющих используют следующие формулы:

$$R = C_R S \frac{\rho v^2}{2}$$

$$Y = C_y S \frac{\rho V^2}{2}$$

$$Z = C_z S \frac{\rho V^2}{2}$$

$$X = C_x S \frac{\rho V^2}{2}$$

- коэффициенты пропорциональности, называемые коэффициентами полной аэродинамической силы, подъемной силы, силы лобового сопротивления и боковой силы.

Вопрос №2 Подъемная сила и факторы, влияющие на ее величину

- **Подъемная сила** это произведение разности средних давлений на нижней и верхней поверхности на площадь элемента лопасти в плане, она направлена в сторону большего разряжения.

$$Y = (P_{\text{нсп}} - P_{\text{всп}})S$$

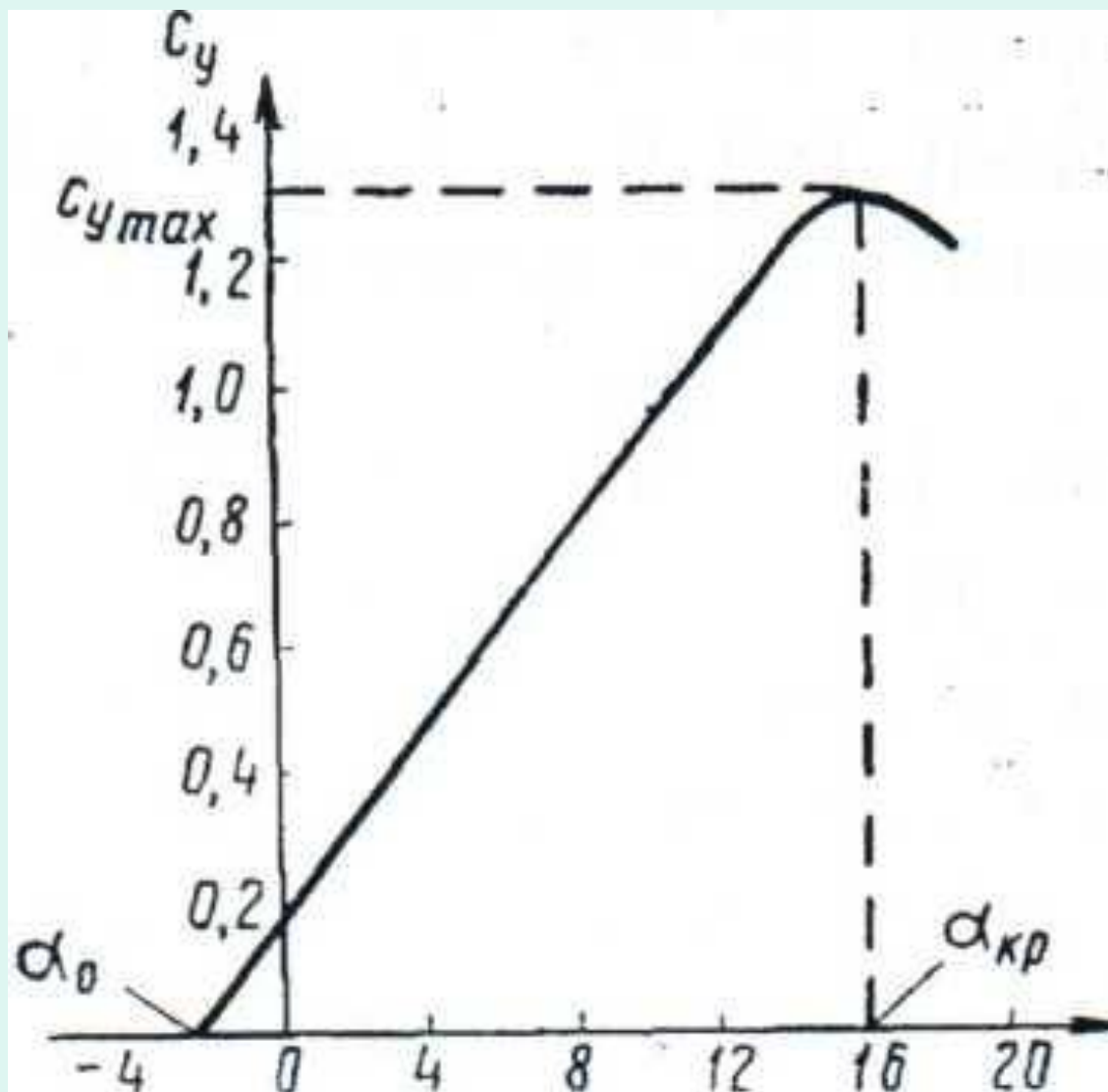
$$Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} S$$

- где C_y — коэффициент подъемной силы.

Из формулы следует, что подъемная сила тем больше, чем больше коэффициент подъемной силы, скоростной напор и площадь поверхности.

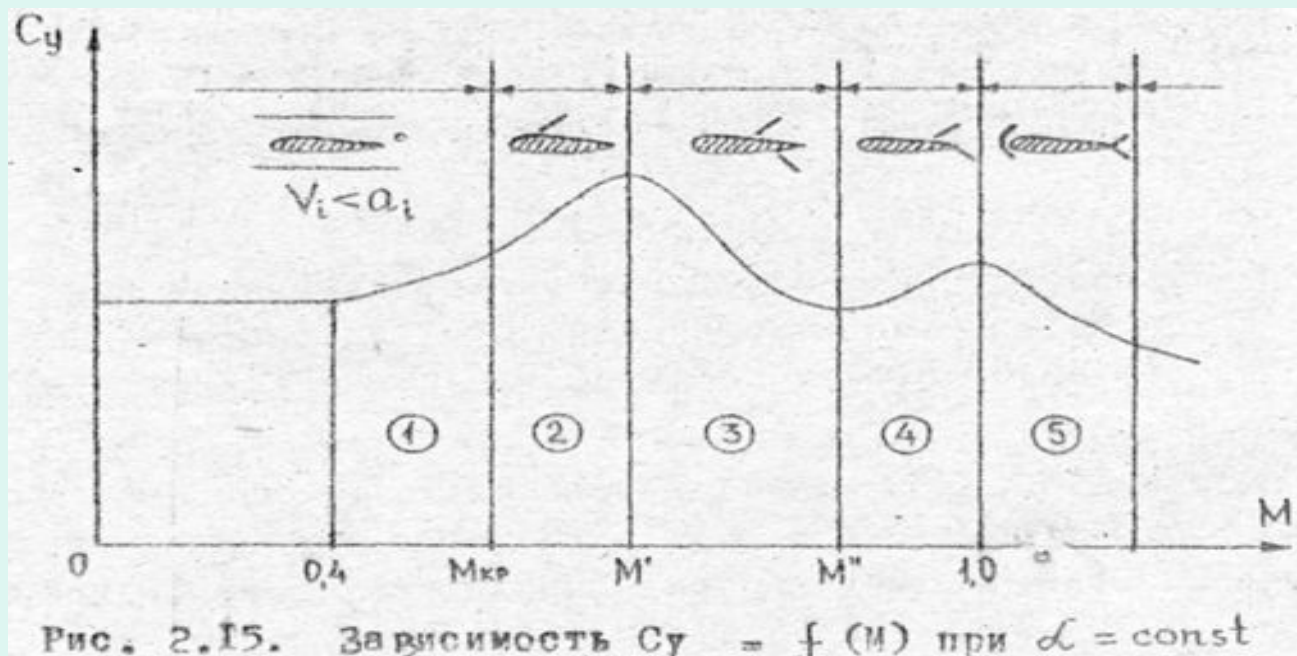
Его величина и определяет влияние различных факторов (формы тела, угла атаки, M и Re) на величину подъемной силы.

Влияние на C_y угла атаки



- Угол атаки, при котором $C_y = 0$ называется **углом атаки нулевой подъемной силы**. Для несимметричных плоско-выпуклых профилей он отрицательный.
- С ростом углов атаки C_y вначале возрастает по линейному закону. При увеличении углов атаки сужаются струйки над профилем, что приводит к увеличению разности коэффициентов давлений. При дальнейшем увеличении угла атаки рост C_y замедляется. При некотором угле атаки C_y достигает своего наибольшего значения, а затем уменьшается.
- Угол атаки, при котором C_y достигает наибольшего значения, называется **критическим углом атаки**.
- Величина для современных профилей составляет 12—16°.
- На закритических углах атаки вследствие большой разницы давлений на задних скатах профиля и носовой части происходит обратное течение пограничного слоя, набухание его и срыв. Срыв потока в пограничном слое. вызывает общий срыв потока со всей лопасти.

Зависимость коэффициента подъемной силы от числа M



До $M = 0,4$ коэффициент подъемная сила растет пропорционально V^2 .

На участке 1 из-за проявления сжимаемости коэффициент C_y незначительно растет.

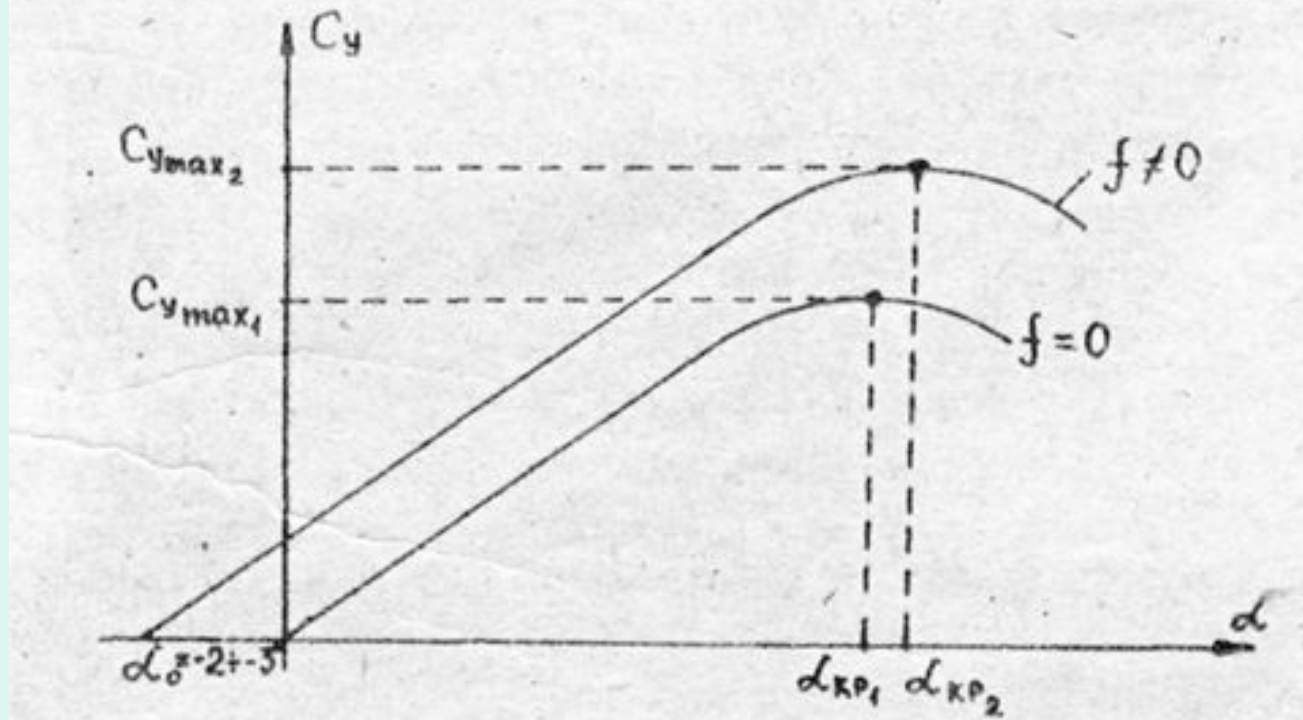
На участке 2 ($M > M_{кр}$) возникает сверхзвуковая зона на верхней поверхности, давление там падает, коэффициент C_y растет.

На участке 3 ($M = M^*$) развивается сверхзвуковая зона на нижней поверхности, давление падает и коэффициент C_y уменьшается.

На участке 4 коэффициент C_y несколько возрастает из-за расширения сверхзвуковой зоны на верхней поверхности.

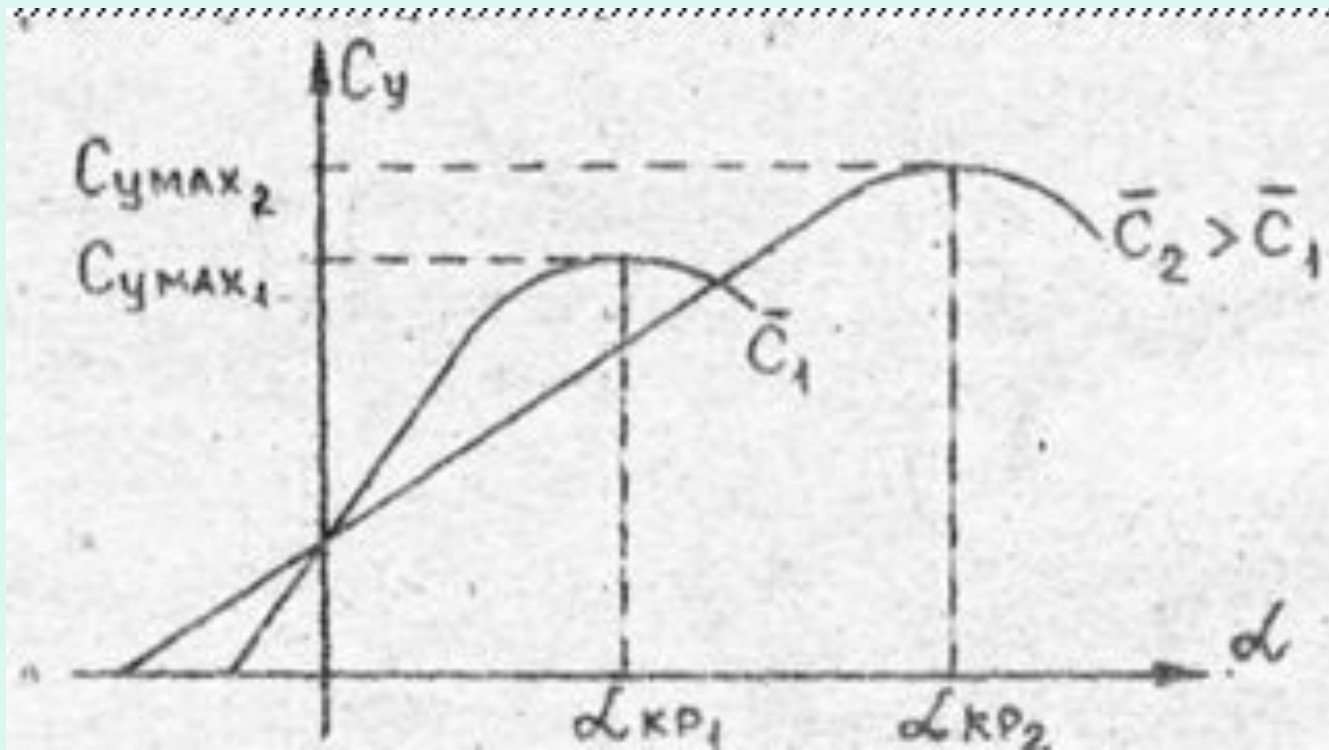
Это происходит до числа $M = 1$ при $M > 1$ коэффициент C_y падает.

2.8.5. Влияние формы профиля на $C_y = f(\alpha)$.



В случае увеличения кривизны профиля растет $C_{y_{\max}}$ и $\alpha_{кр}$ т.к. при том же угле атаки уменьшаются давления над профилем и растет под ним.

Влияние толщины профиля на зависимость $C_y = f(\alpha)$



При уменьшении относительной толщины темп нарастания C_y выше, но значение $C_{y_{max}}$ меньше, значение $\alpha_{кр}$ уменьшается, это вызвано резким падением давления над носовой частью тонкого профиля, срыв наступает раньше.

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.