

Эксплуатация и ремонт вертолетов, самолетов и авиационных двигателей

Раздел №1 «Воздушные суда»

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



Лекция №4 «Физическая сущность образования подъемной силы»

Учебные вопросы:

1. Лобовое сопротивление и факторы, влияющие на его величину
2. Аэродинамическое качество. Поляры первого и второго рода



Вопрос №1 «Лобовое сопротивление и факторы, влияющие на его величину»

- Физическая сущность образования **лобового сопротивления** вытекает из сущности образования полной аэродинамической силы, лобовое сопротивление определяется проекцией сил давления и трения на направление скорости.

$$X = X_{\text{тр}} + X_{\text{д}}$$

- Сопротивление давления может иметь различное происхождение, поэтому его подразделяют на:
 - сопротивление давления формы $X_{\text{дф}}$
 - индуктивное сопротивление $X_{\text{инд}}$
 - волновое сопротивление $X_{\text{волн}}$

Итак, в общем случае лобовое сопротивление состоит из следующих слагаемых:

$$X = X_{\text{тр}} + X_{\text{дф}} + X_{\text{инд}} + X_{\text{волн}}$$

или их коэффициентов:

$$C_x = C_{x\text{тр}} + C_{x\text{дф}} + C_{x\text{инд}} + C_{x\text{волн}}$$

- **Волновое сопротивление** - это сопротивление давления которое создается в результате перераспределения давления, характерного для режимов смешанного и сверхзвукового обтеканий. С энергетической точки зрения - это дополнительные затраты энергии на движение тела образующего скачки уплотнения.
- **Индуктивное сопротивление** - обусловлено перераспределением давления относительно площади при увеличении угла атаки.
- С аналитической точки зрения для скоса потока необходимо от тела к воздуху подводить дополнительную энергию. Затраты энергии на образование скоса- это и есть индуктивное сопротивление. Индуктивное сопротивление учитывает концевые и корневые перетекания.
- **Сопротивление давления формы** обусловлено разностью давлений спереди и сзади относительно профиля. Возникает из-за недорасширения струйки над задней кромкой, которое обусловлено наличием пограничного слоя.

$$X_d = (P_{\text{пер}} - P_{\text{зад}}) S$$

Сопротивление трения.

- В пограничном слое возникают силы трения на преодоление которых затрачивается энергия движущихся тел.
- Сила трения в турбулентном пограничном слое больше, чем в ламинарном, т.к. в нем скорость частиц воздуха у поверхности нарастает более интенсивно. С точки зрения сил трения выгоднее ламинарный пограничный слой, поэтому на летательном аппарате несущие и другие поверхности тщательно обрабатывают и берегут покрытие при эксплуатации.

Факторы влияющие на величину лобового сопротивления

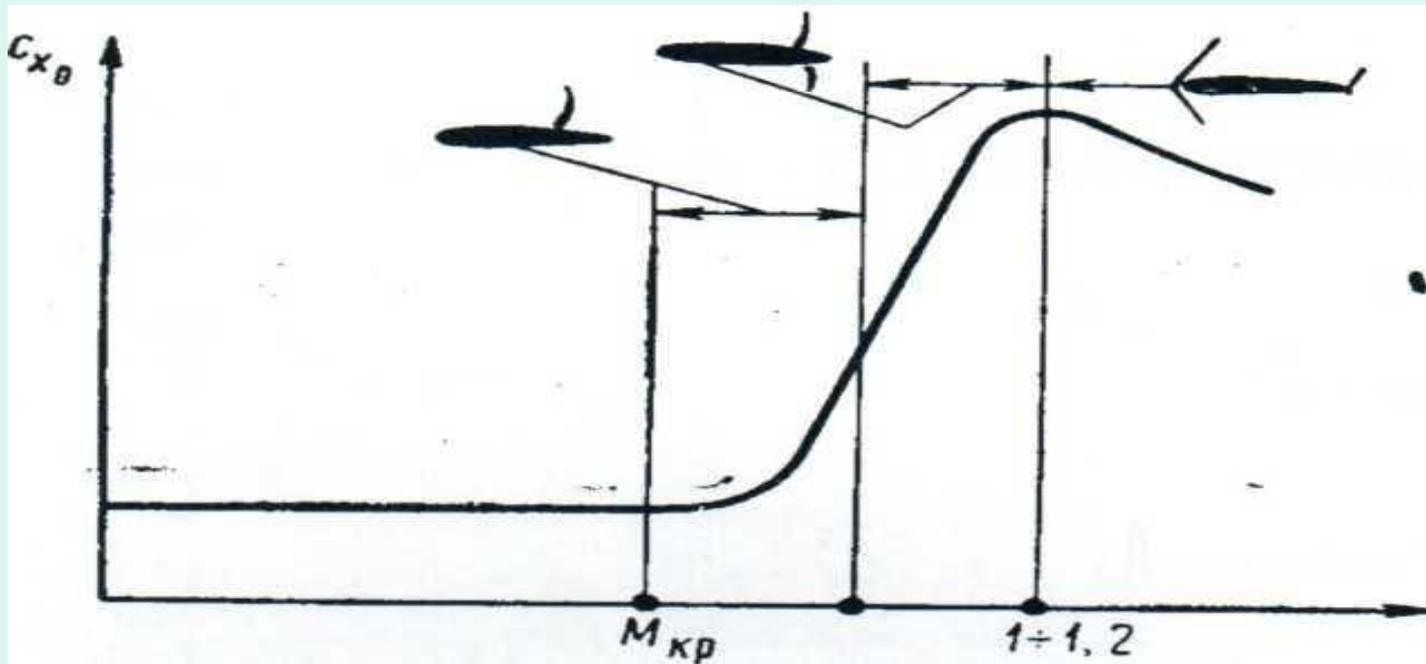


С увеличением угла атаки $C_{x_{\text{тр}}}$ немного увеличивается из-за увеличений площади турбулентного пограничного слоя.

Сопротивление давления при увеличении угла атаки изменяется из-за роста площади миделевого сечения и перераспределения давления.

Коэффициент $C_{x_{\text{хвост}}}$ при увеличении угла атаки растет пропорционально C_y^2

Зависимость коэффициента C_x от числа M .



До числа $M=M_{кр}$ коэффициент практически не изменяется, сила лобового сопротивления растет пропорционально росту скоростного напора.

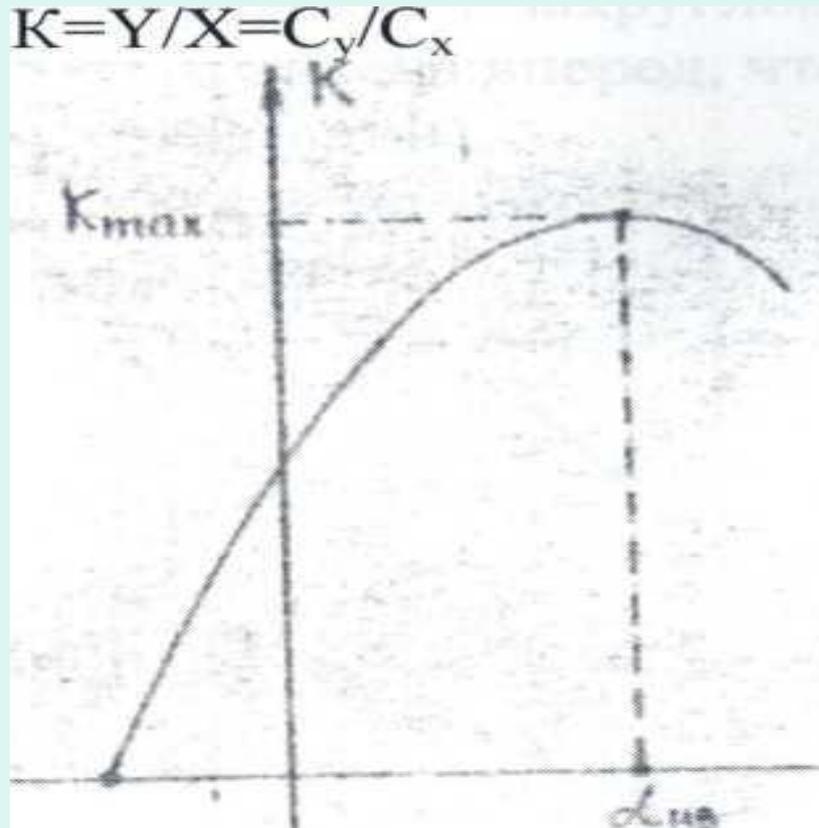
При $M>M_{кр}$ коэффициент C_x резко возрастает из-за роста коэффициента волнового сопротивления.

Лобовое сопротивление резко возрастает. Эта «ступенька» и есть тот звуковой барьер, который в авиации не могли преодолеть появления ТРД и РД.

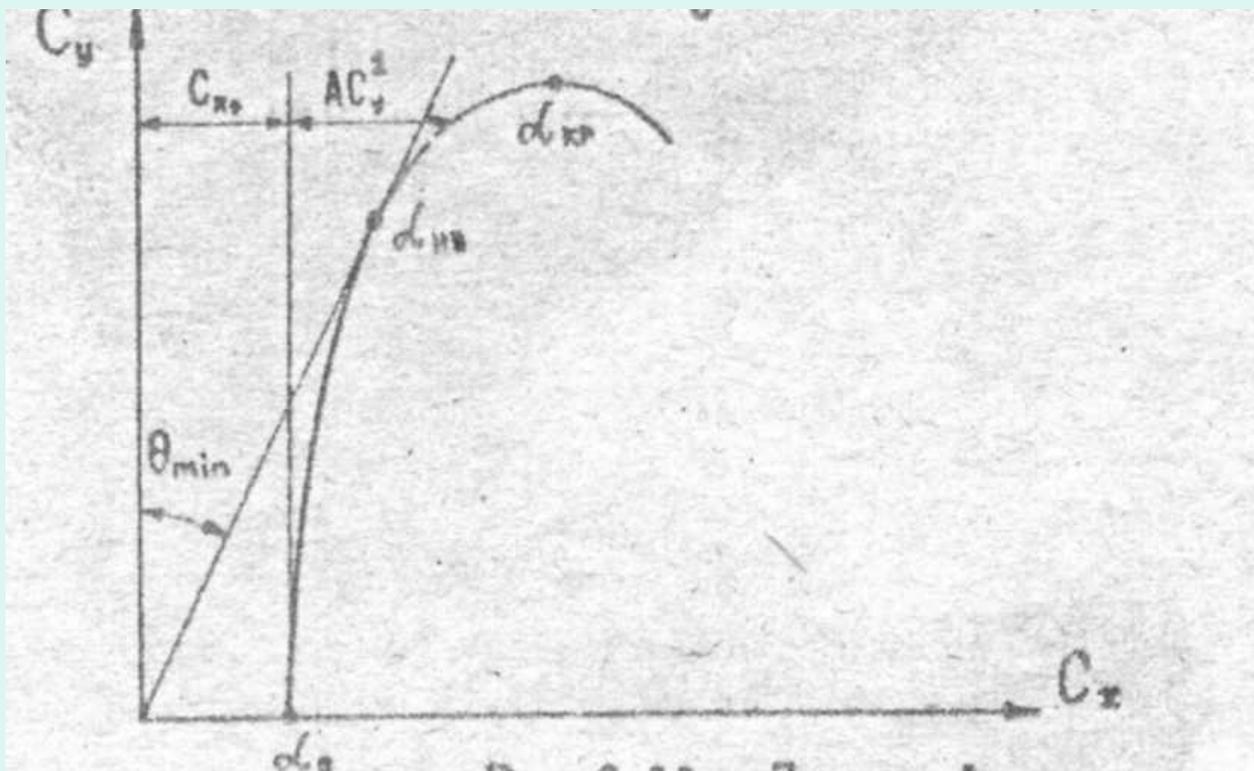
При $M>1$ коэффициент C_x уменьшается из-за уменьшения угла наклона головного скачка уплотнения.

Вопрос №2 Аэродинамическое качество. Поляры первого и второго рода

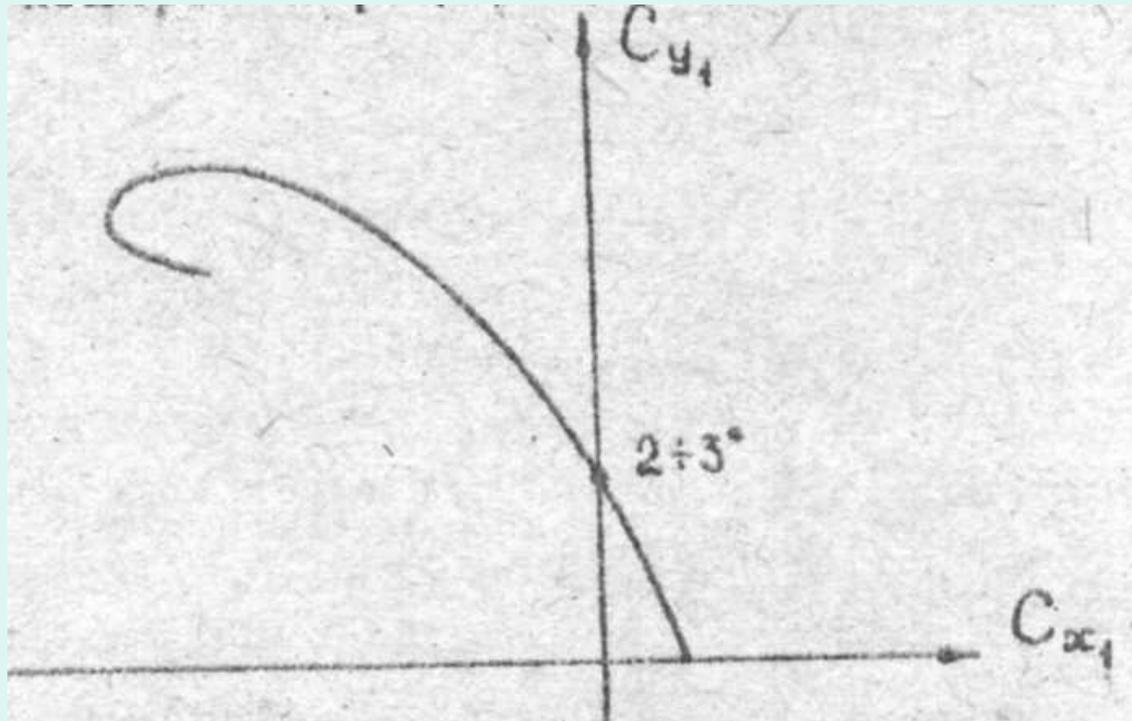
- При оценке аэродинамических свойств профиля (лопасти вертолета) пользуются понятием- **аэродинамическое качество (K)**.
- Отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению характеризует аэродинамическое совершенство и называется **аэродинамическим качеством**.



- Для анализа и расчета летных данных очень удобным является график, выражающий взаимную зависимость коэффициентов C_y и C_x и который называется полярой.
- **Поляра I рода.**
- Зависимость $C_y = f(C_x)$ для определенных углов атаки называется полярой I рода. Поляра может быть построена для элемента лопасти, для лопасти несущего винта и для вертолета.



- **Поляра II рода.**
- Для анализа устойчивости летательных аппаратов и расчетов на прочность необходимо знать составляющие полной аэродинамической силы не в скоростных, а в связанных осях координат.
- Зависимость $C_{y1} = f(C_{x1})$ для определенных углов атаки называется полярной II рода. На профилях с закругленной передней кромкой продольная сила при $\alpha > 2-3^\circ$ направлена вперед, что позволяет реализовать явление самовращения НВ (авторотации).



Литература на самоподготовку:

1. Волощенко С.Н. Аэродинамика. Учебное пособие. УВВАУЛ. Уфа 1995 год. с.44-50
2. Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолета. Учебное пособие-М. Транспорт, 1998 г. с.31-34
3. Ромасевич В.Ф. Практическая аэродинамика вертолетов. Учебное пособие- М. Воениздат, 1980 г. с. 67-88