

# Лекция 1

## Содержание лекции

- регламент 6-го семестра
- пособие для выполнения курсового проекта
- основные элементы самолёта
- основные определения
- системы координат, используемые в аэродинамике
- кинематические параметры движения самолёта

### регламент 6-го семестра

1. Выполнение курсового проекта до 15 мая – оценка за КП без защиты
2. Выполнение НИРС до 31 мая – оценка за экзамен
3. Пункт 2 реализуется при выполнении пункта 1 и сдачи всех отчётов по ЛР

# Пособие для выполнения курсового проекта

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ  
И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЁВА  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

**В. В. Васильев, А. Н. Никитин,  
В. А. Фролов, В. Г. Шахов**

**Расчёт аэродинамических характеристик  
дозвуковых самолётов**

Электронное учебное пособие

САМАРА  
2012

УДК СГАУ: 629.7.025.1:533.6.011.34(075)  
ББК: 22.253.3  
Р 248

Авторы: **Васильев Валерий Валерьянович,  
Никитин Александр Николаевич,  
Фролов Владимир Алексеевич,  
Шахов Валентин Гаврилович**

Рецензент: заведующий кафедрой математического моделирования Самарского государственного университета, д.т.н., профессор Н.И. Клюев

Редакторская обработка В. Г. Шахов  
Компьютерная верстка В. А. Фролов  
Доверстка В. А. Фролов

**Расчёт аэродинамических характеристик дозвуковых самолётов** [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие /В.В. Васильев, А.Н. Никитин, В.А. Фролов, В.Г. Шахов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (2,315 Мбайт). – Самара, 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Приведены основы теории и практические указания по расчётам аэродинамических характеристик дозвуковых самолётов на крейсерском и взлётно-посадочном режимах.

Учебное пособие предназначено для подготовки специалистов по специальностям «Самолётостроение» и «Вертолётостроение», изучающих дисциплины «Аэродинамика самолёта» (160201.65, ГОС-2) и «Аэродинамика» (160100.65, ФГОС-3); по специальности «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», изучающих дисциплину «Аэромеханика» (160901.65, ГОС-2), как руководство, как руководство для выполнения курсовой работы и дипломного проекта.

Пособие подготовлено на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета (национального исследовательского университета).

© Васильев В.В., Никитин А.Н., Фролов В.А., Шахов В.Г., 2012.  
© Самарский государственный аэрокосмический университет. 2012

# Основные элементы самолёта

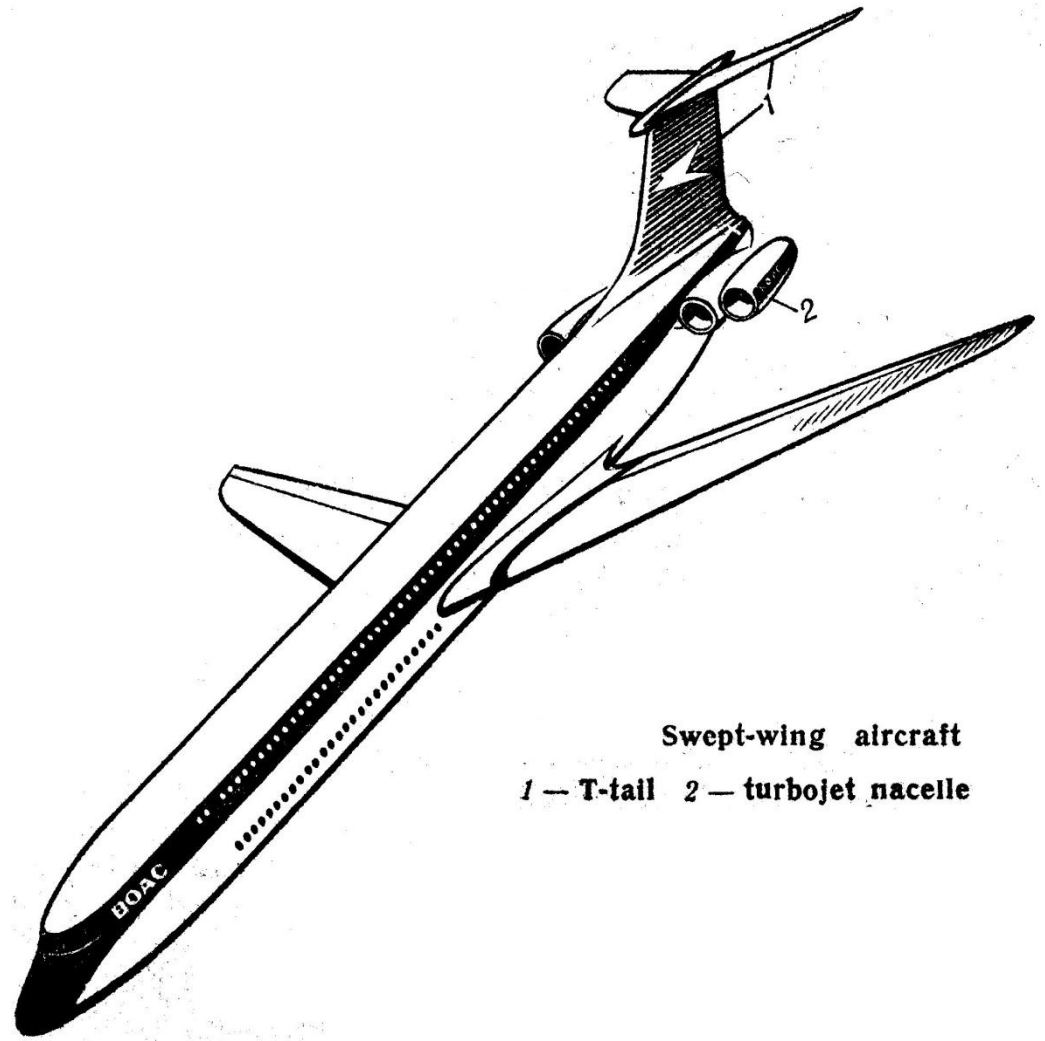
**С а м о л ё т** – это летательный аппарат тяжелее воздуха, который имеет **крыло** для создания **подъёмной силы** и силовую установку для создания тяги.



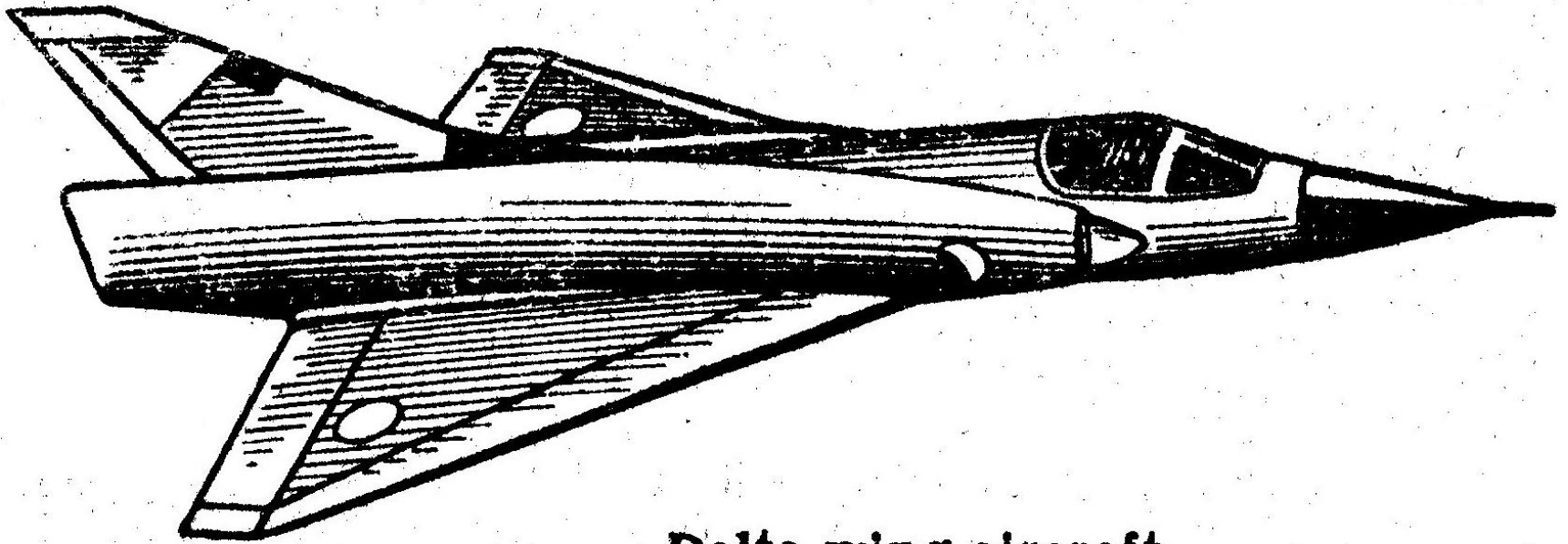
Рисунок 1.1 – Основные элементы самолёта

# Main Types of Aircraft

## Swept-wing Aircraft



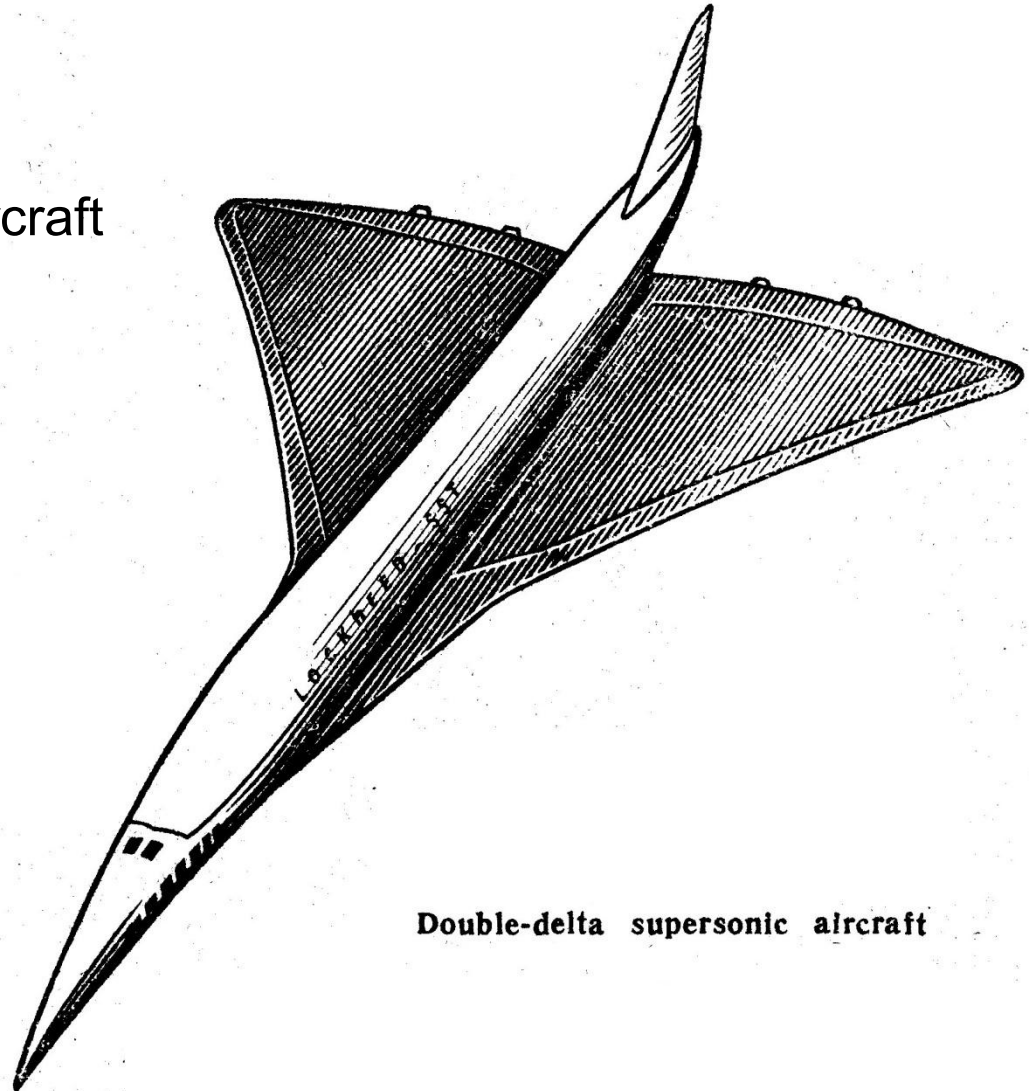
# Main types of aircraft



**Delta-wing aircraft**

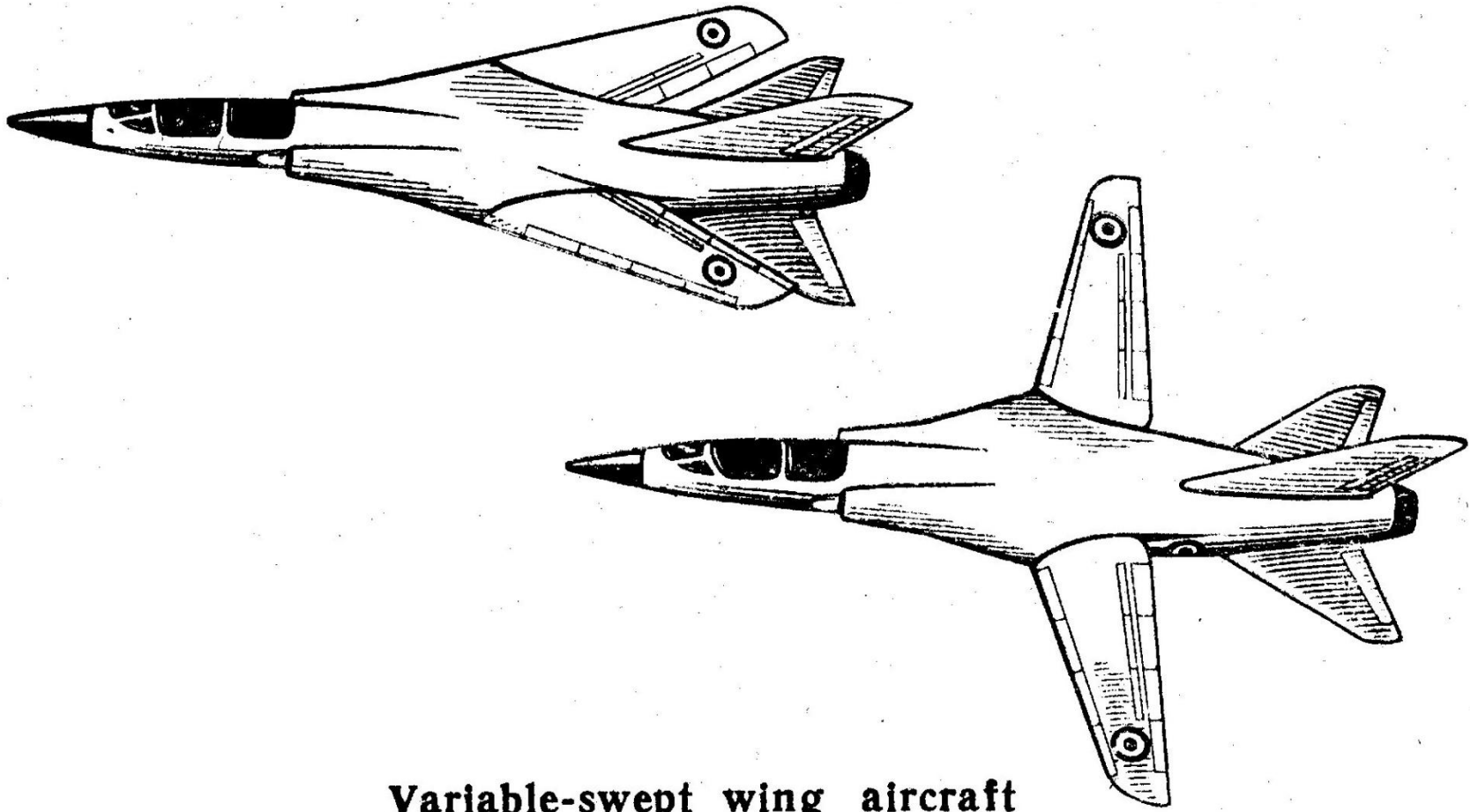
# Main types of aircraft

Double-delta supersonic aircraft



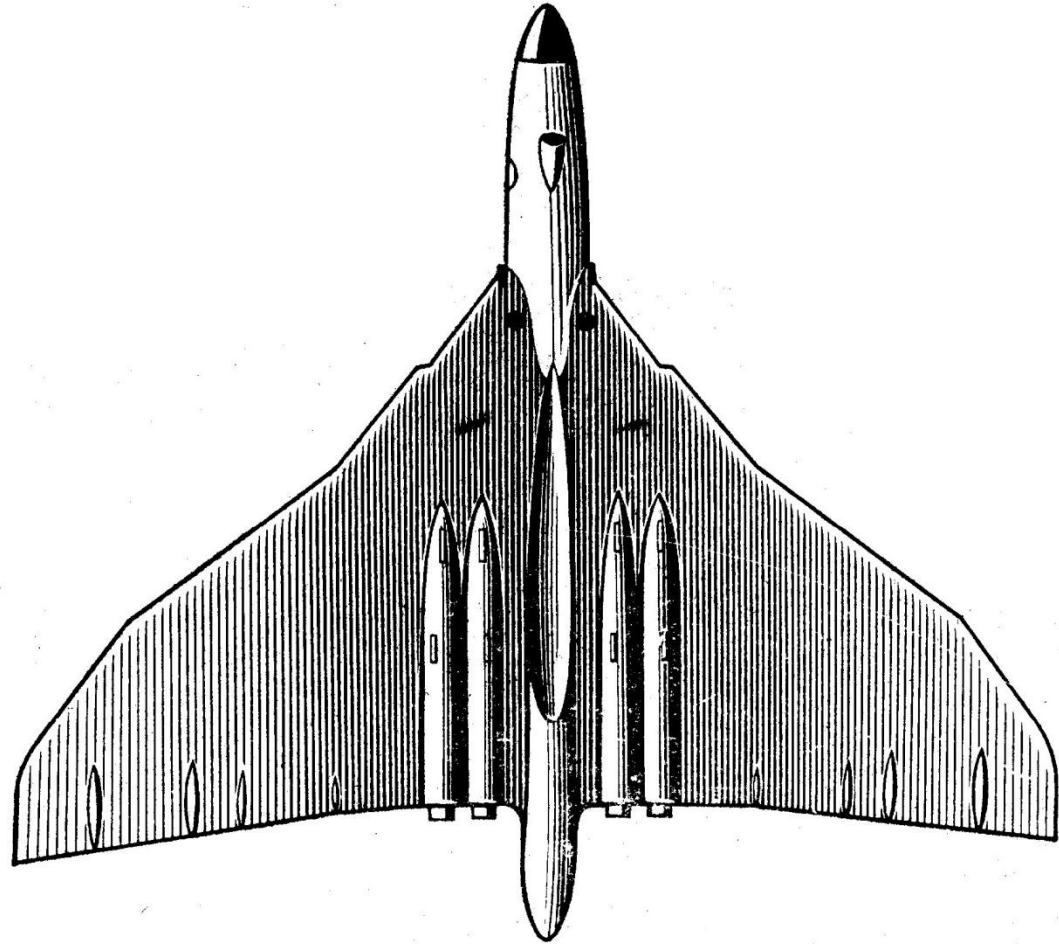
Double-delta supersonic aircraft

# Main types of aircraft



**Variable-swept wing aircraft**

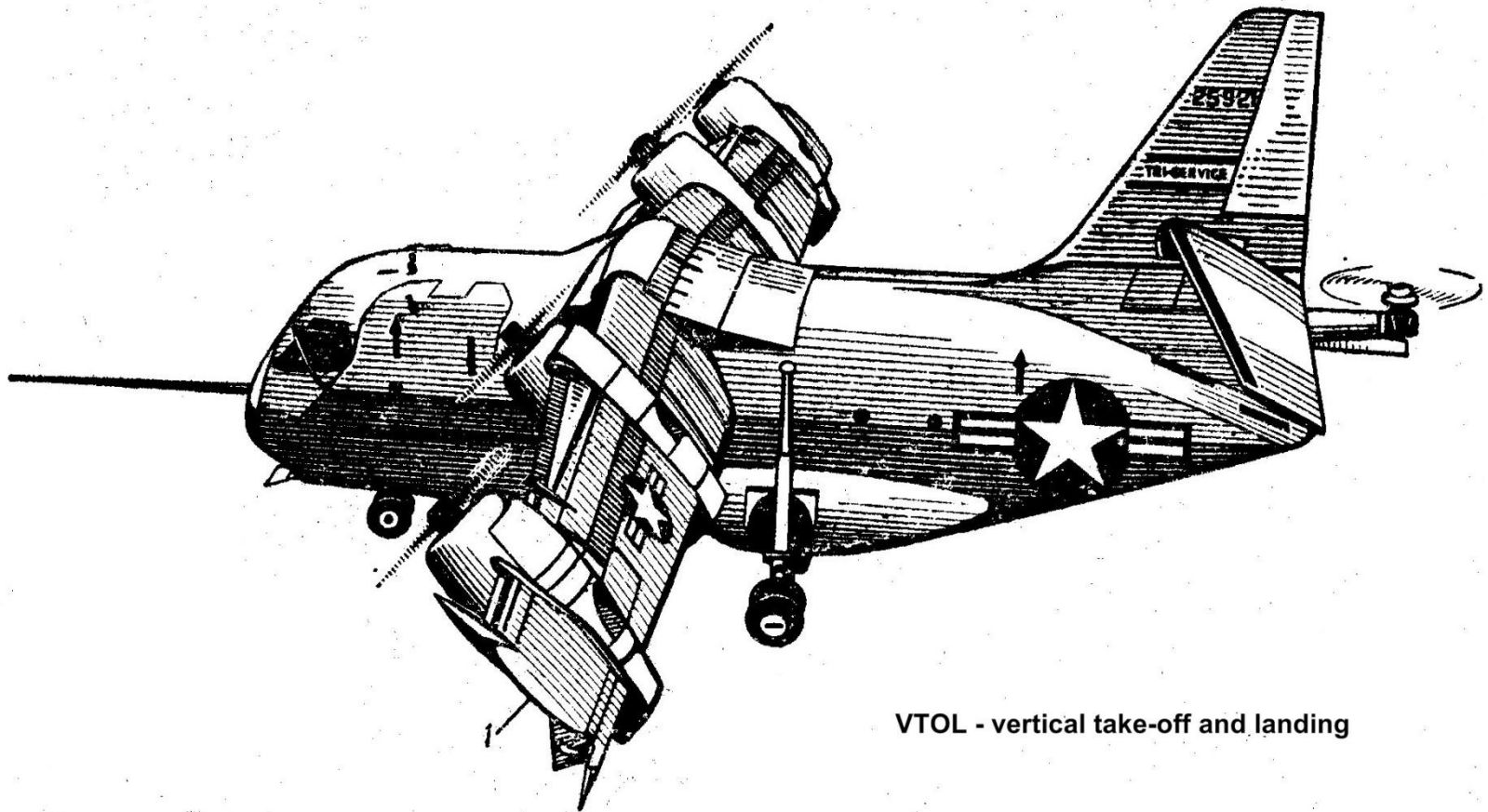
# Main types of aircraft



**Aircraft with wing having leading edge with compound sweepback**



# Main types of aircraft



VTOL - vertical take-off and landing

Tilt-wing VTOL aircraft 1 — wing in intermediate position

# Main types of aircraft

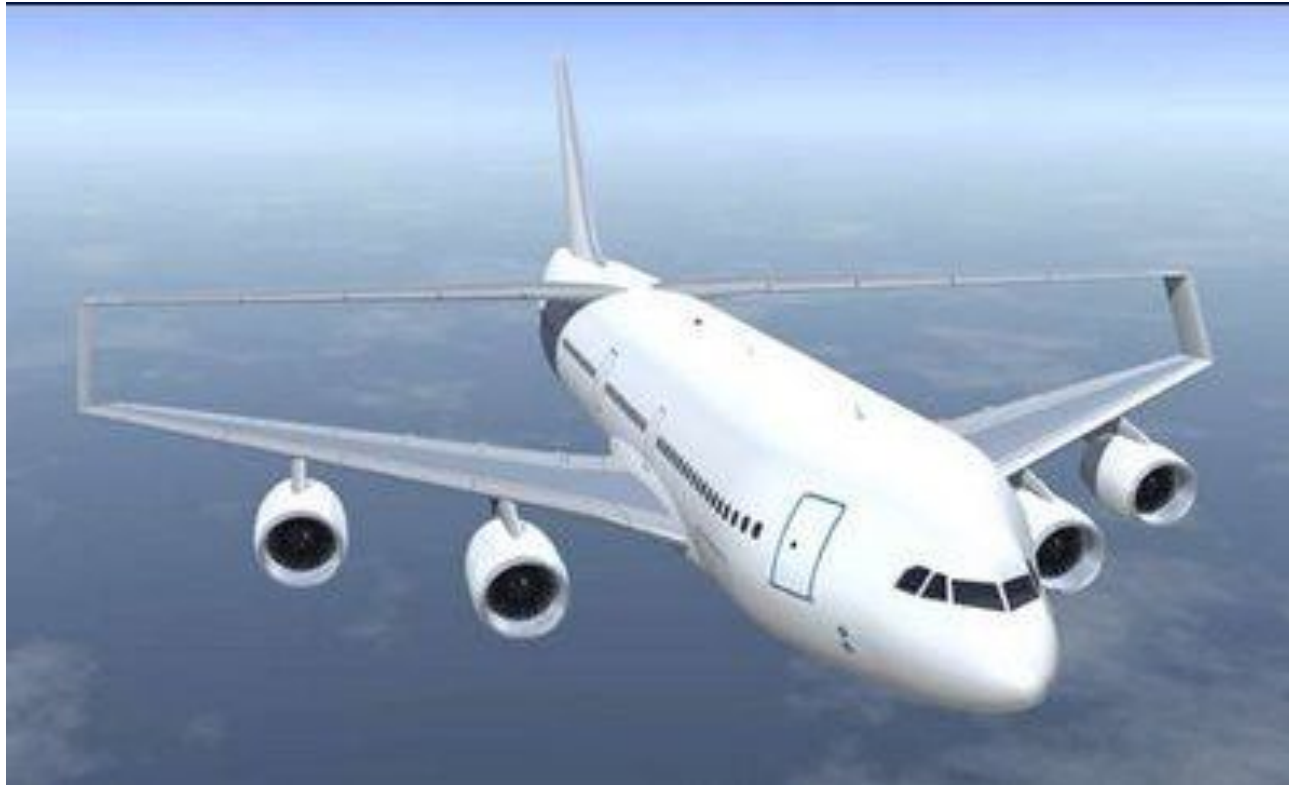


Рисунок 1.1 - Airbus joined wing airliner concept

# Main types of aircraft



Рисунок 1.2 - Lockheed joined wing jetliner concept

# Main types of aircraft



Рисунок 1.3 – Twin-Fuselage concept

# Основные определения

**Базовая плоскость** самолёта это плоскость, относительно которой большинство элементов самолёта располагаются симметрично слева и справа, эта вертикальная **плоскость симметрии самолёта**.

**Крыло** это основной элемент самолёта, наличие которого позволяет ЛА отнести к классу самолётов. **Крыло** предназначено для создания **подъёмной силы**, которая уравнивает силу тяжести и для изменения траектории полёта самолёта.

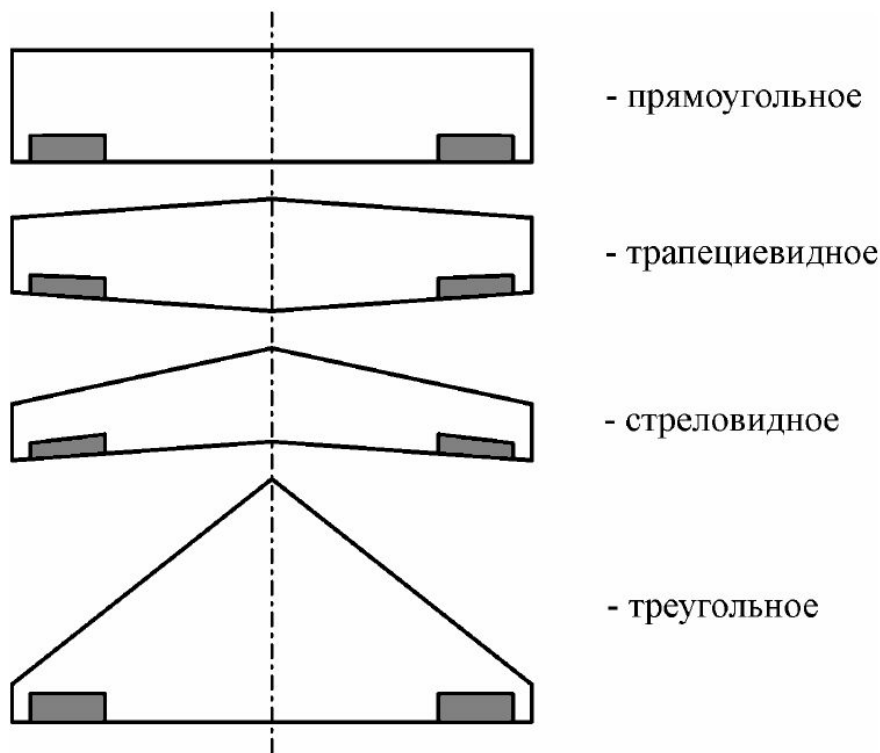


Рисунок 1.4 – Основные формы крыла

# Геометрические характеристики крыла в плане

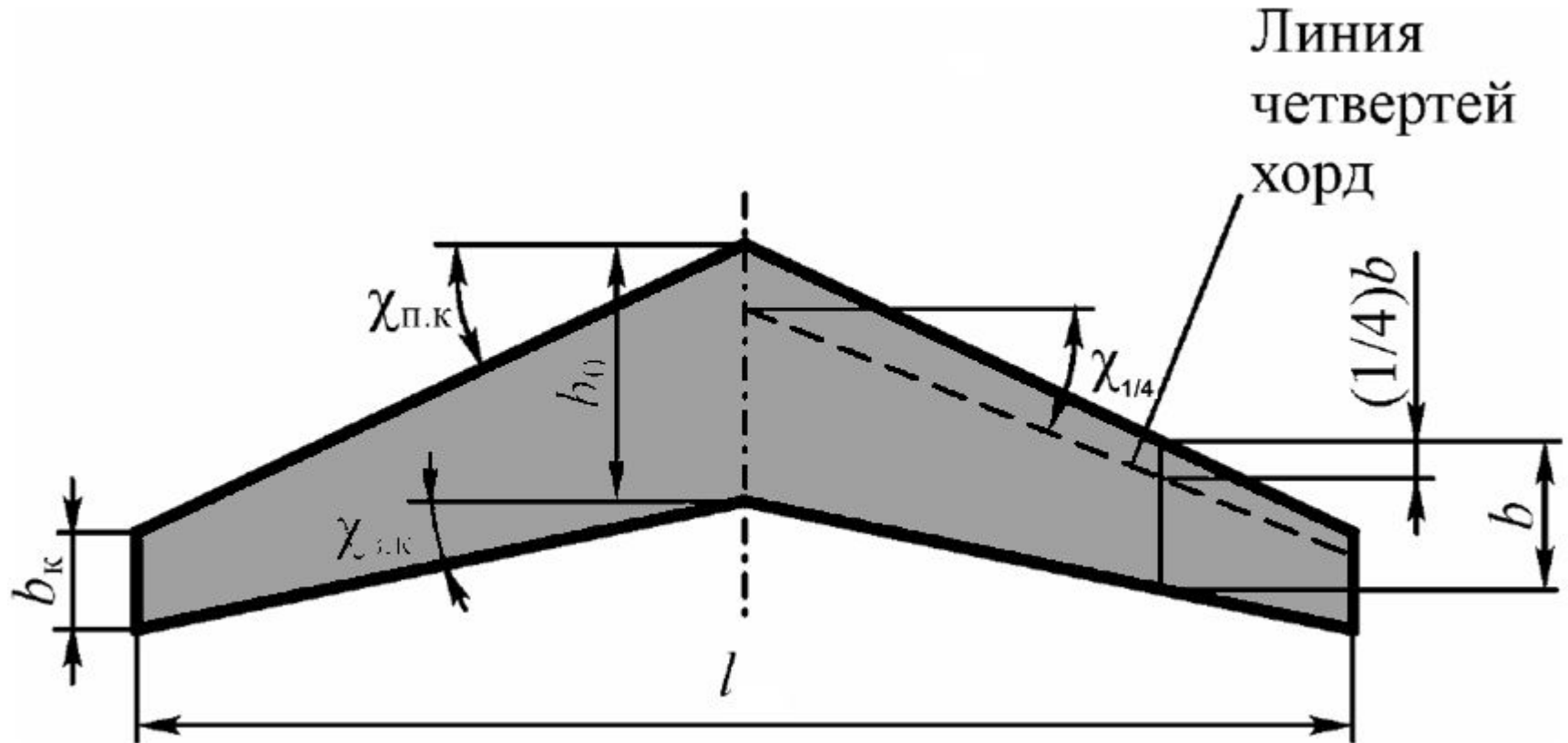


Рисунок 1.5 – Геометрические характеристики крыла

# Лекция 1. Геометрические характеристики крыла

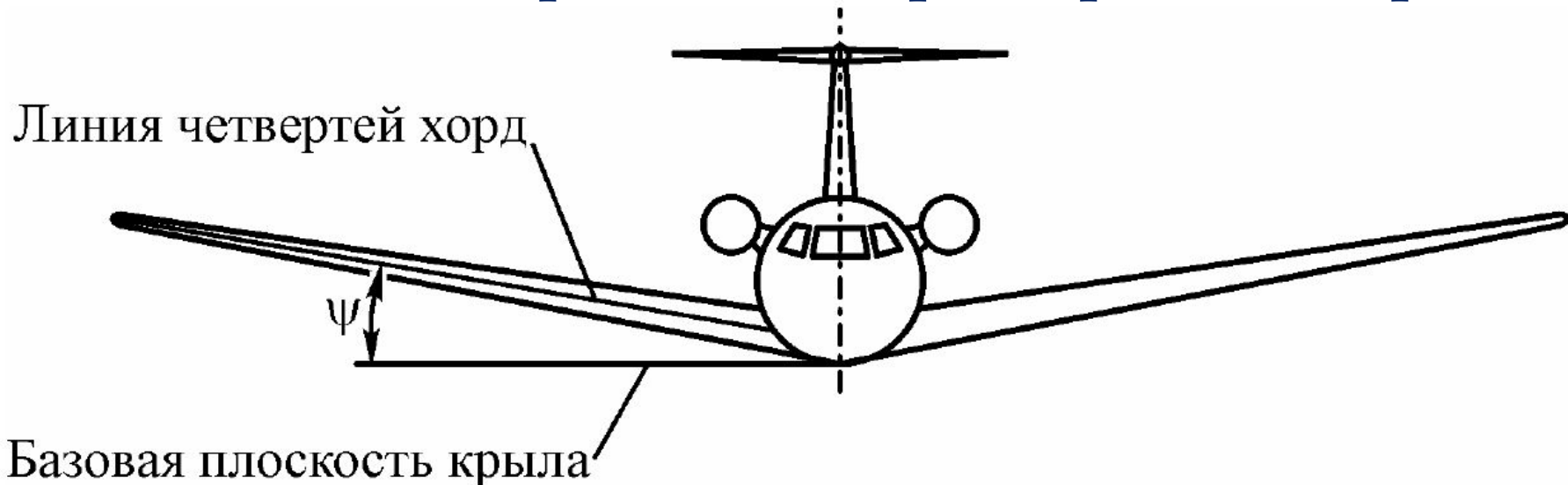


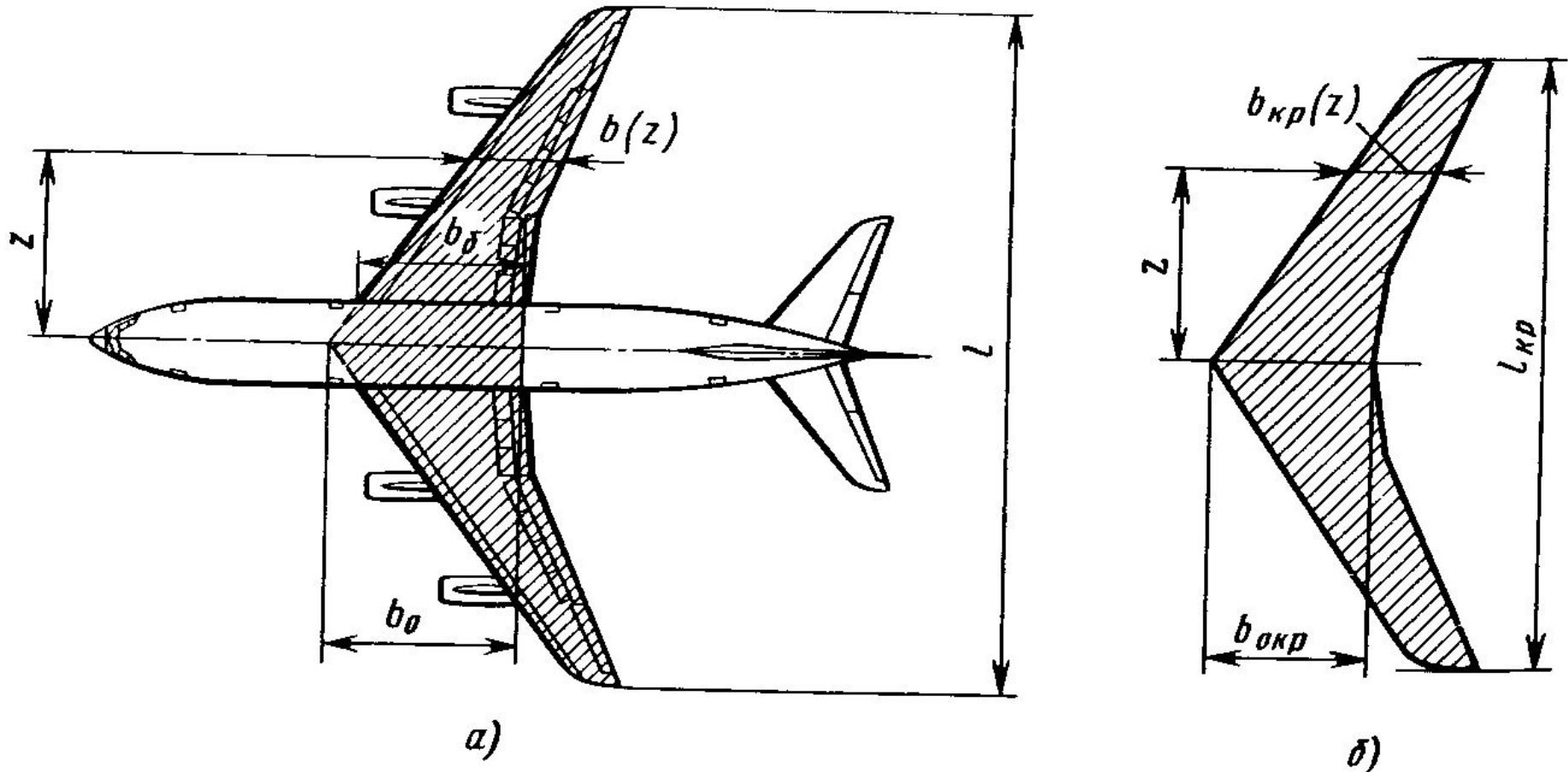
Рисунок 1.6 – Угол поперечного V крыла

**Базовая плоскость крыла** – это плоскость перпендикулярная базовой плоскости самолёта и содержащая **центральную хорду** ( $b_0$ ).

У изолированного крыла базовая плоскость крыла перпендикулярна плоскости симметрии.

Форма крыла при виде спереди характеризуется **углом  $\psi$**  между базовой плоскостью крыла и линией четвертей хорд полукрыла (см. рис. 4). Как правило, линия четвертей хорд крыла располагается таким образом, что напоминает своими очертаниями латинскую букву V. Поэтому угол  $\psi$  называют **углом поперечного V крыла**.

# Геометрические характеристики крыла



а) – крыло с подфюзеляжной частью; б) – крыло, составленное из консолей

Рисунок 1.7 – Геометрические характеристики крыла



# Средняя аэродинамическая хорда (САХ)

$$b_A = \frac{1}{S} \int_{-l/2}^{+l/2} b'^2(z) dz; \quad x_A = \frac{1}{S} \int_{-l/2}^{+l/2} b'(z) x dz; \quad y_A = \frac{1}{S} \int_{-l/2}^{+l/2} b'(z) y dz;$$

где  $b'(z)$  - длина проекции местной хорды на базовую плоскость крыла, м;  
 $x = x(z)$ ;  $y = y(z)$  – координаты передней кромки крыла.

САХ обычно располагают в плоскости симметрии крыла (в базовой плоскости ЛА) параллельно центральной хорде.

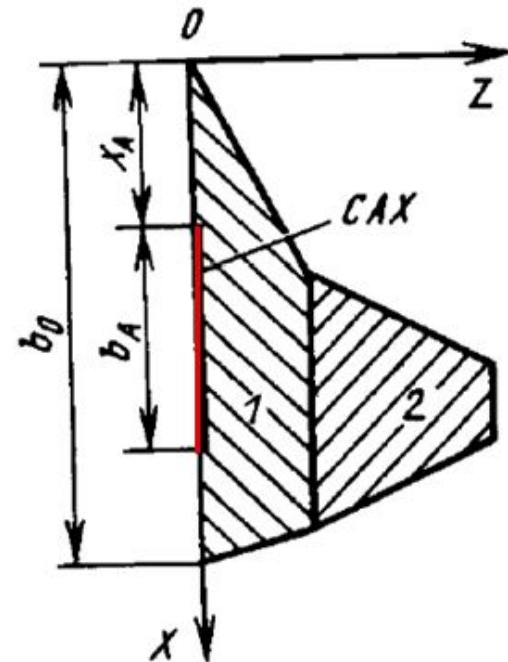
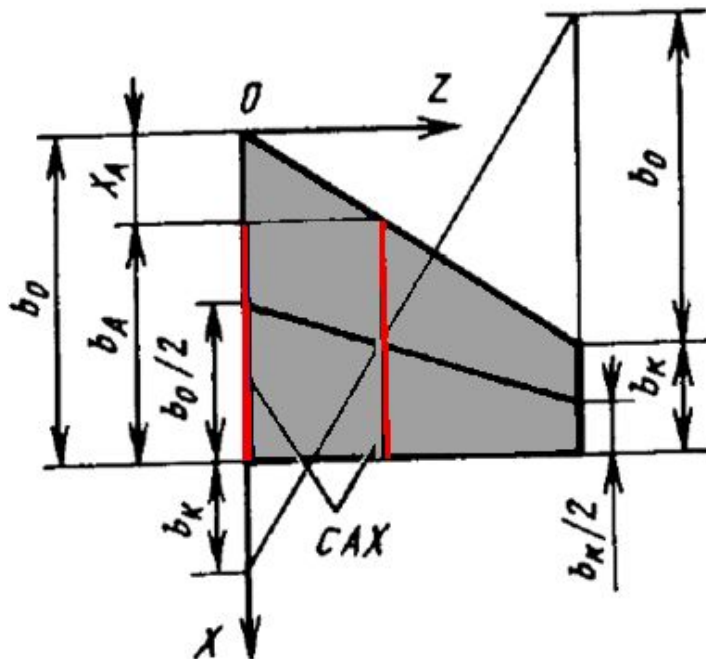


Рисунок 1.9 – САХ крыла сложной формы

Рисунок 1.8 – Геометрической построение САХ

# Формулы для расчёта САХ

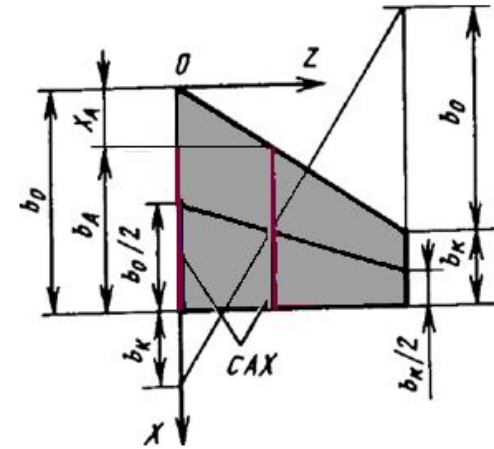
САХ трапецевидных крыльев (рисунок 1.5)

$$b_A = \frac{2}{3} \left( b_0 + b_k - \frac{b_0 \cdot b_k}{b_0 + b_k} \right); \quad z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k};$$

∨

$$b_A = \frac{4}{3} \left[ \frac{\eta(\eta+1)+1}{(\eta+1)^2} \right] \sqrt{\frac{s}{\lambda}}; \quad z_A = \frac{l}{6} \left( \frac{\eta+2}{\eta+1} \right); \quad x_A = z_A \operatorname{tg} \chi_{\text{п.к.}}$$

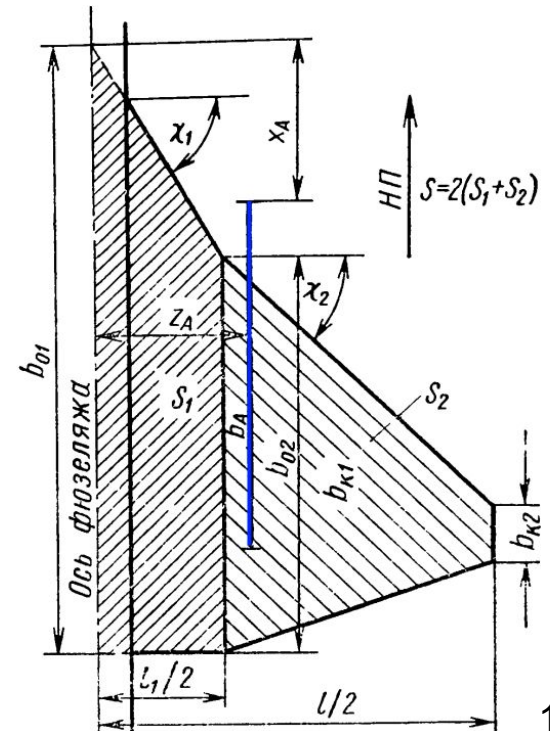
где  $\eta = \frac{b_0}{b_k}, \lambda = \frac{l^2}{S}$



САХ крыльев с изломом кромок (рисунок 2.2)

$$b_A = \frac{b_{A1} S_1 + b_{A2} S_2}{S_1 + S_2}; \quad x_A = \frac{x_{A1} S_1 + x_{A2} S_2}{S_1 + S_2};$$

$$z_A = \frac{z_{A1} S_1 + z_{A2} S_2}{S_1 + S_2}.$$



# Геометрические характеристики крыла

## Определения

**Под крылом с подфюзеляжной частью** понимают крыло, получаемое продолжением передних и задних кромок внутрь фюзеляжа.

**Крылом, составленным из консолей**, называют крыло, составленное из находящихся в потоке частей крыла самолёта, отделённых от фюзеляжа по бортовым сечениям.

**Размах крыла** (как составленного из консолей  $l$ , так и крыла с подфюзеляжной частью  $l_{кр}$ ) - расстояние между двумя плоскостями, параллельными базовой плоскости самолёта (плоскости симметрии крыла) и касающимися концов крыла.

**Профиль крыла** - местное сечение крыла плоскостью, параллельной базовой плоскости самолёта. В некоторых случаях сечение проводят перпендикулярно передней кромке.

**Площадь крыла  $S$**  - плоскость проекции крыла на его базовую плоскость.

# Геометрические характеристики фюзеляжа

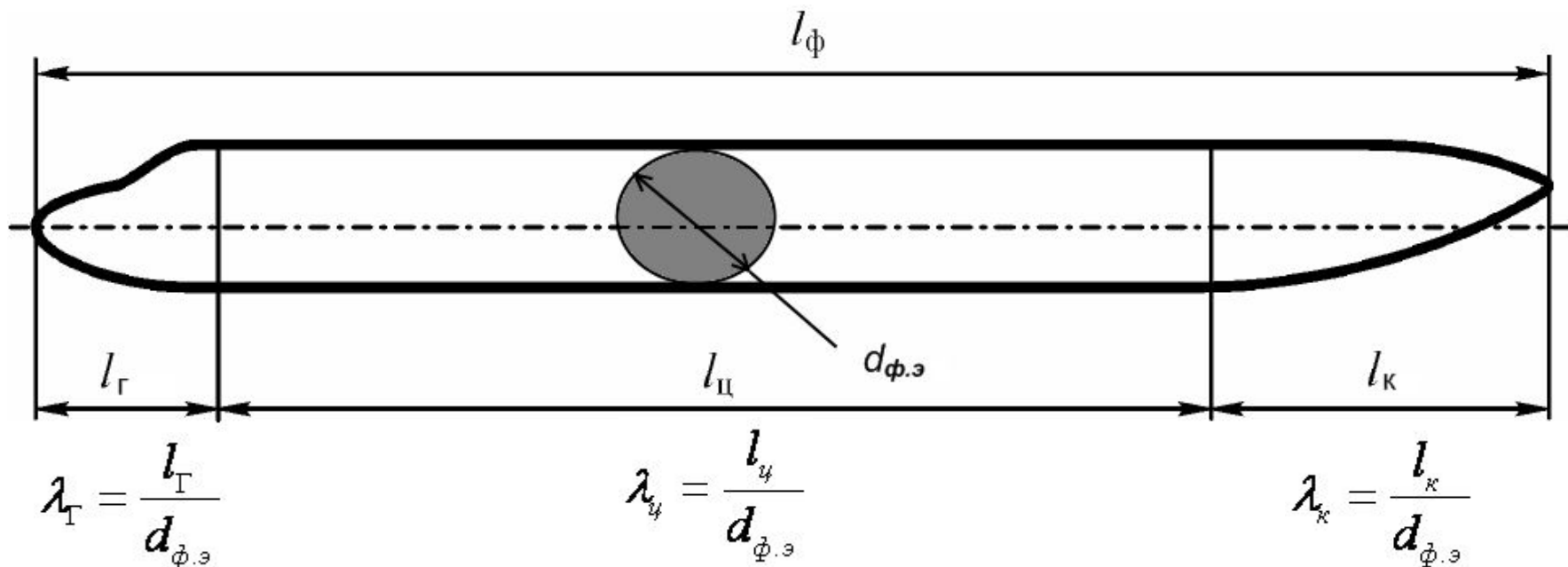
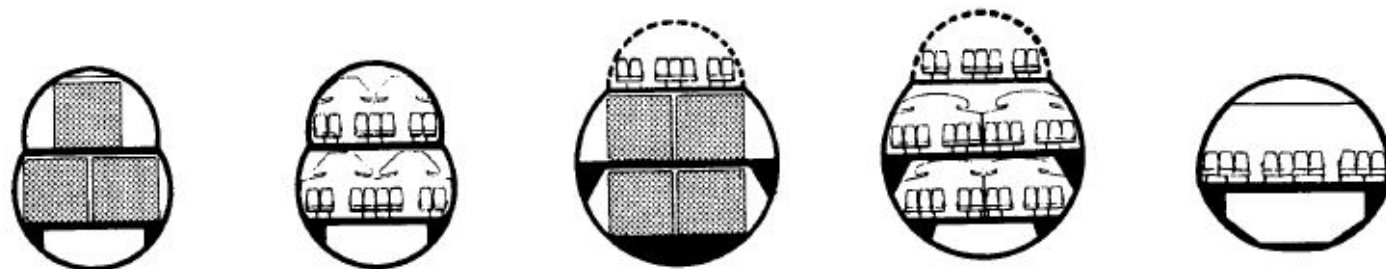


Рисунок 1.10 Различные формы поперечного сечения фюзеляжа

$$d_{\phi.э} = \sqrt{\frac{4S_{м.ф}}{\pi}}$$



# Геометрические характеристики фюзеляжа

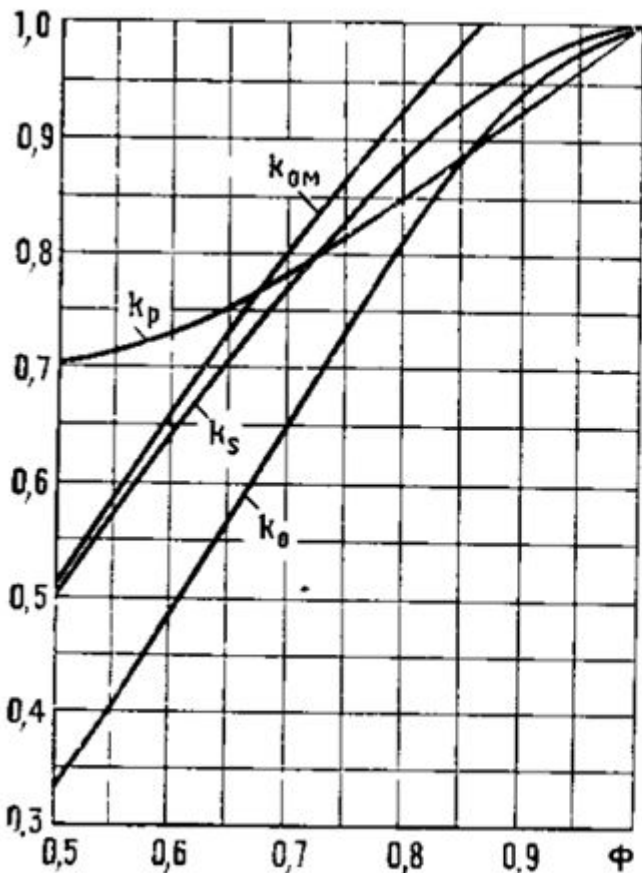


Рисунок 1.9 Коэффициенты для вычисления геометрических характеристик фюзеляжа



Площадь миделева сечения равна

$$S_{m.\phi} = k_S b_{\phi \max} h_{\phi \max}$$

Периметр поперечного сечения

$$\Pi_{\phi} = 2k_p (b_{\phi \max} + h_{\phi \max})$$

$$S_{\phi} = \Pi_{\phi} (l_{\text{ц}} + k_{om \Gamma} l_{\Gamma} + k_{om \text{XB}} l_{\text{XB}})$$

$$S_{\phi} = 2,85 \cdot l_{\phi} \cdot \sqrt{S_{m.\phi}}$$

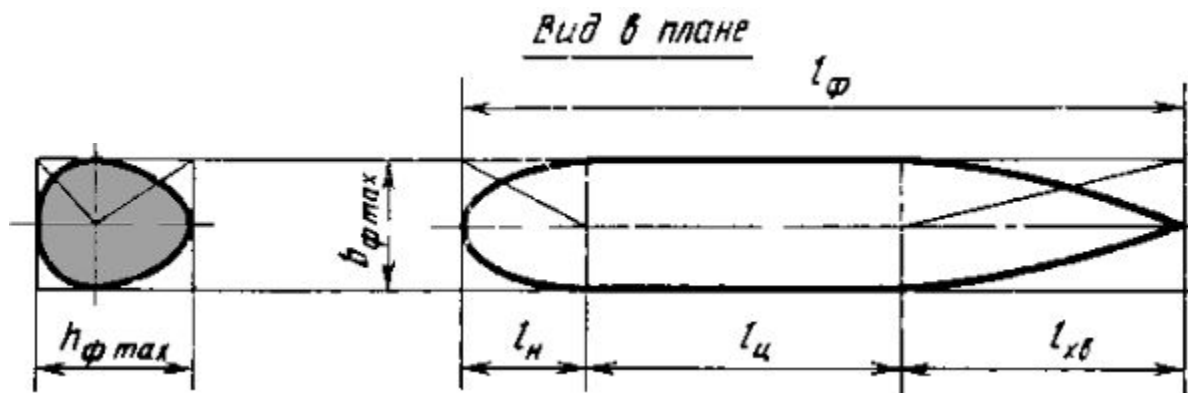


Рисунок 1.10 Виды фюзеляжа спереди и сбоку для вычисления геометрических характеристик фюзеляжа

# Связанная система координат

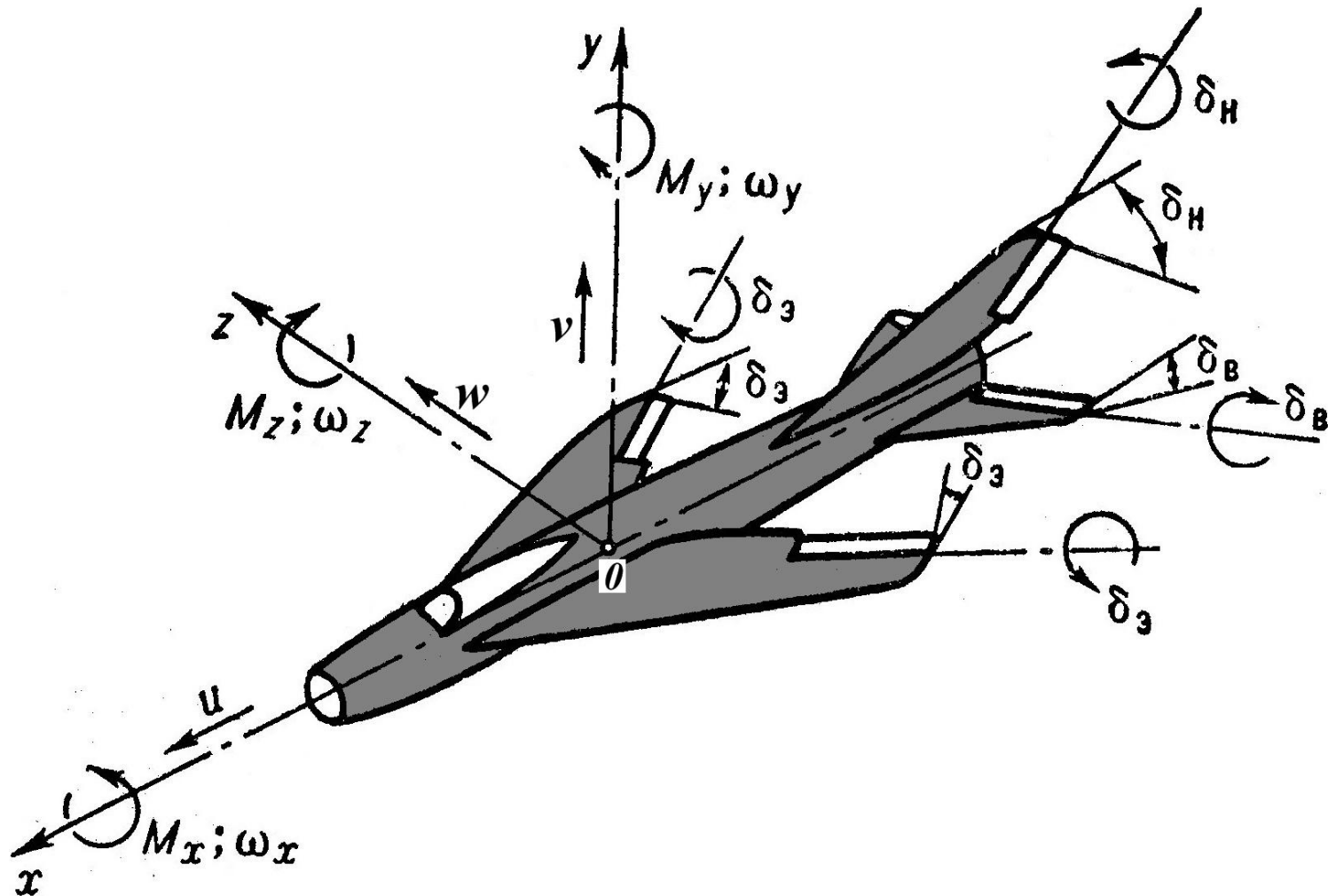


Рисунок 1.11 Связанная система координат

# Скоростная и связанная системы координат

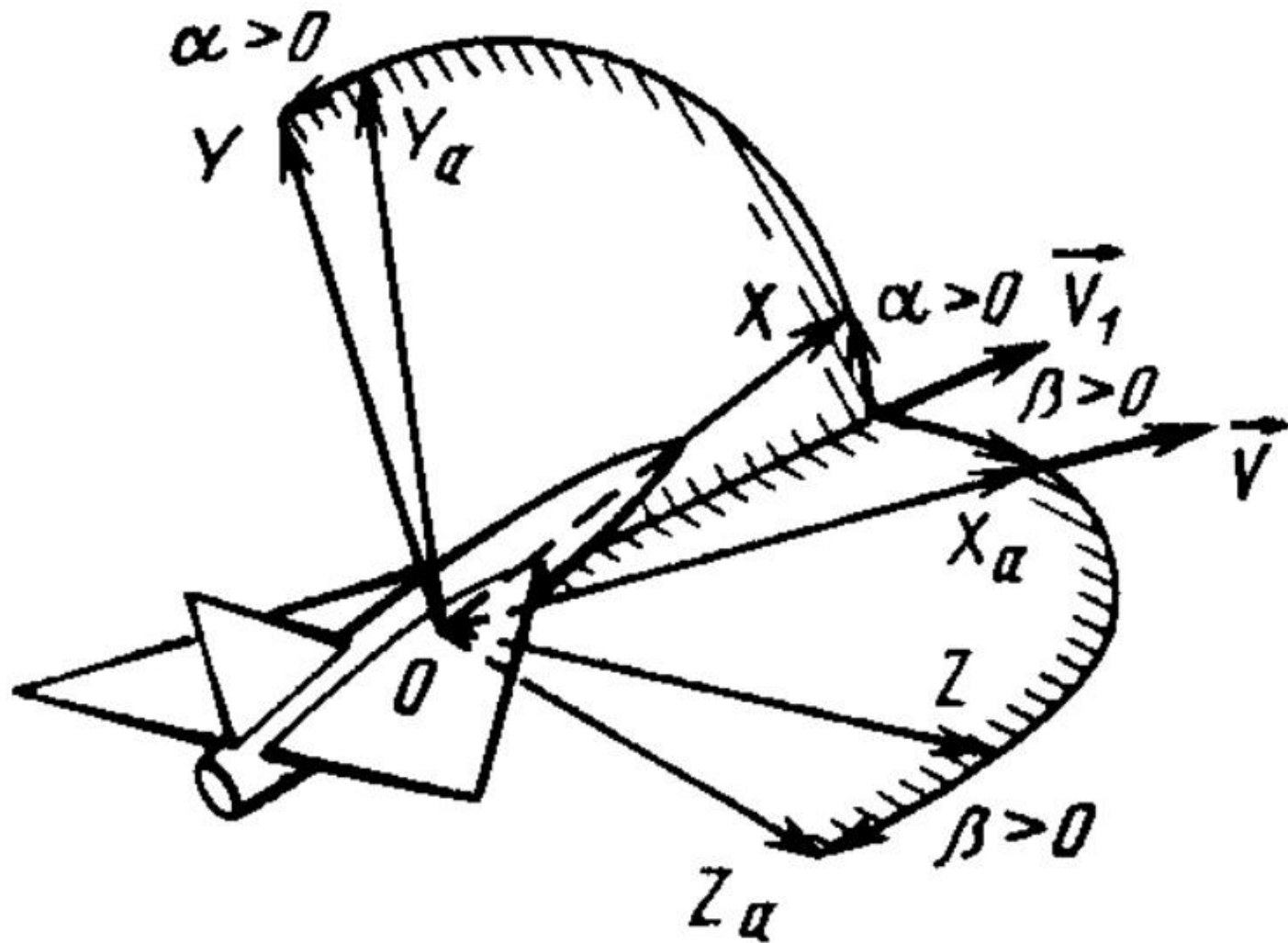


Рисунок 1.12 Связанная и скоростная системы координат

# Название сил в скоростной и связанной системах координат

	Скоростная	Связанная
Обозначение	$C_{xa}$	$C_x$
Название	Коэффициент лобового сопротивления	Коэффициент продольной силы
Обозначение	$C_{ya}$	$C_y$
Название	Коэффициент подъёмной силы	Коэффициент нормальной силы
Обозначение	$C_{za}$	$C_z$
Название	Коэффициент боковой силы	Коэффициент поперечной силы

$$C_R = \frac{R}{q_\infty S}$$

$R$  – аэродинамическая сила,  $H$   
 $q_\infty$  - скоростной напор,  $Па$   
 $S$  - характерная площадь,  $м^2$

Для РН  $S$  это миделевое сечение корпуса, для РН с БУ  $S = \sum_{i=1}^N S_{м.ф.БУ_i}$

Миделевое сечение корпуса по Госту обозначается  $S_{м.ф}$



# Название моментов в скоростной и связанной системах координат

	Скоростная	Связанная
Обозначение	$m_x$	$m_{xa}$ $l_{хар} = l$
Название	Коэффициент момента крена	Коэффициент момента крена
Обозначение	$m_y$	$m_{ya}$ $l_{хар} = b_A$
Название	Коэффициент момента рыскания	Коэффициент момента рыскания
Обозначение	$m_z$	$m_{za}$ $l_{хар} = b_A$
Название	Коэффициент момента тангажа	Коэффициент момента тангажа

$$m_R = \frac{M_R}{q_\infty S l_{хар}}$$

$M_R$  – аэродинамический момент, Нм

$l_{хар}$  - характерный размер, м

$b_A$  - САХ крыла, м

