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 «Самолёто- 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

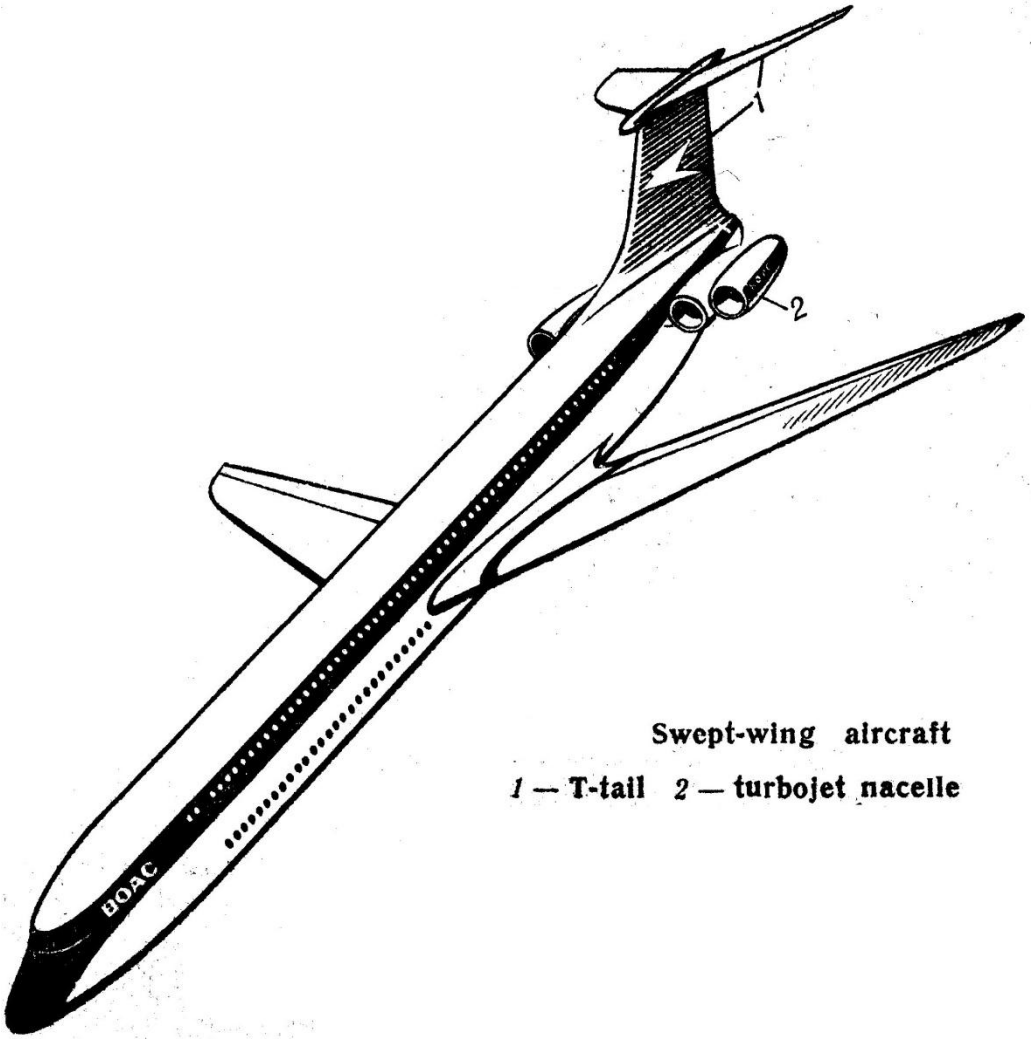
Основные элементы самолёта

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

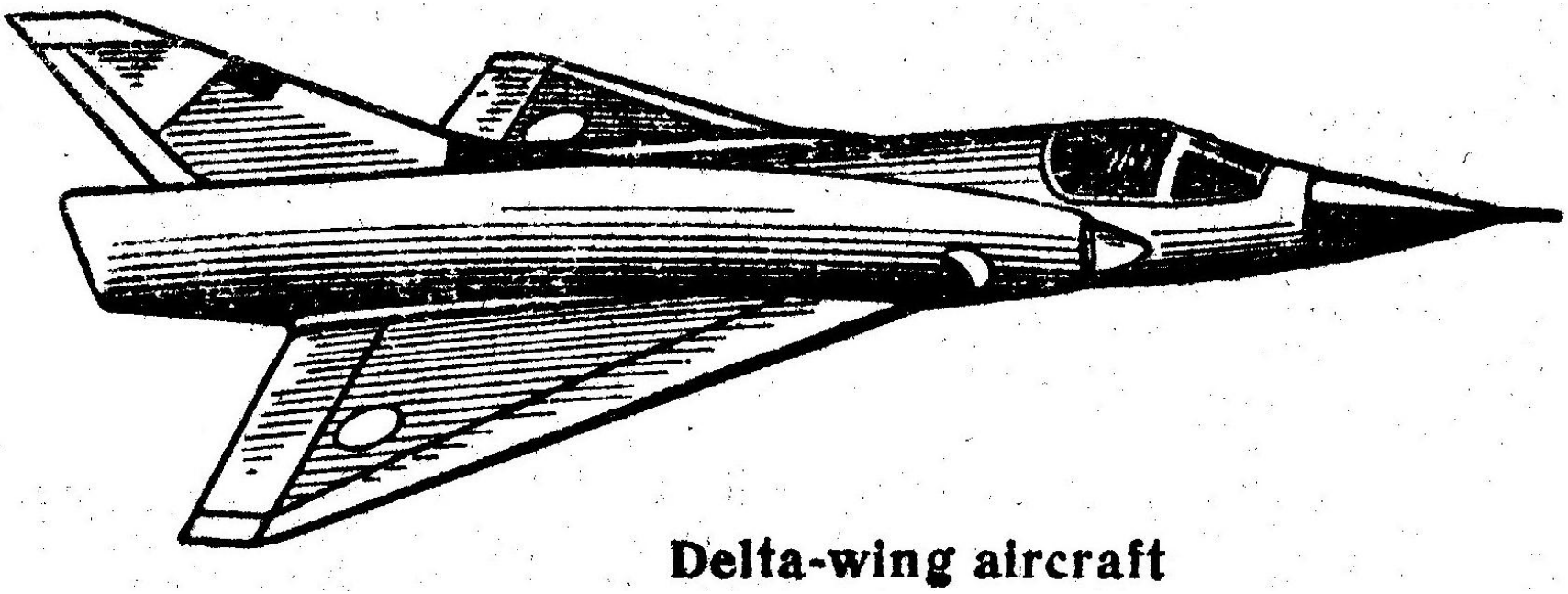
Swept-wing Aircraft



Swept-wing aircraft

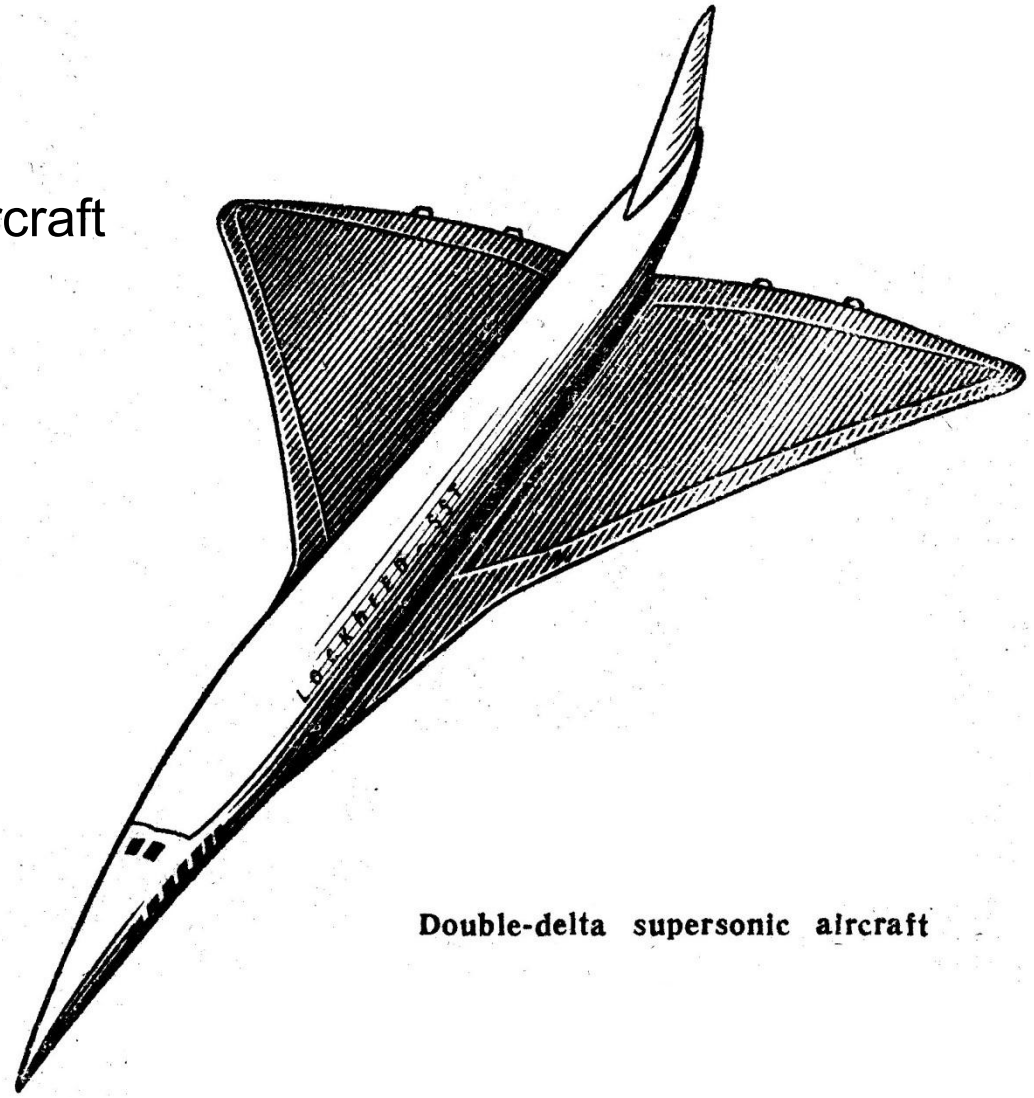
1 — T-tail *2* — turbojet nacelle

Main types of aircraft



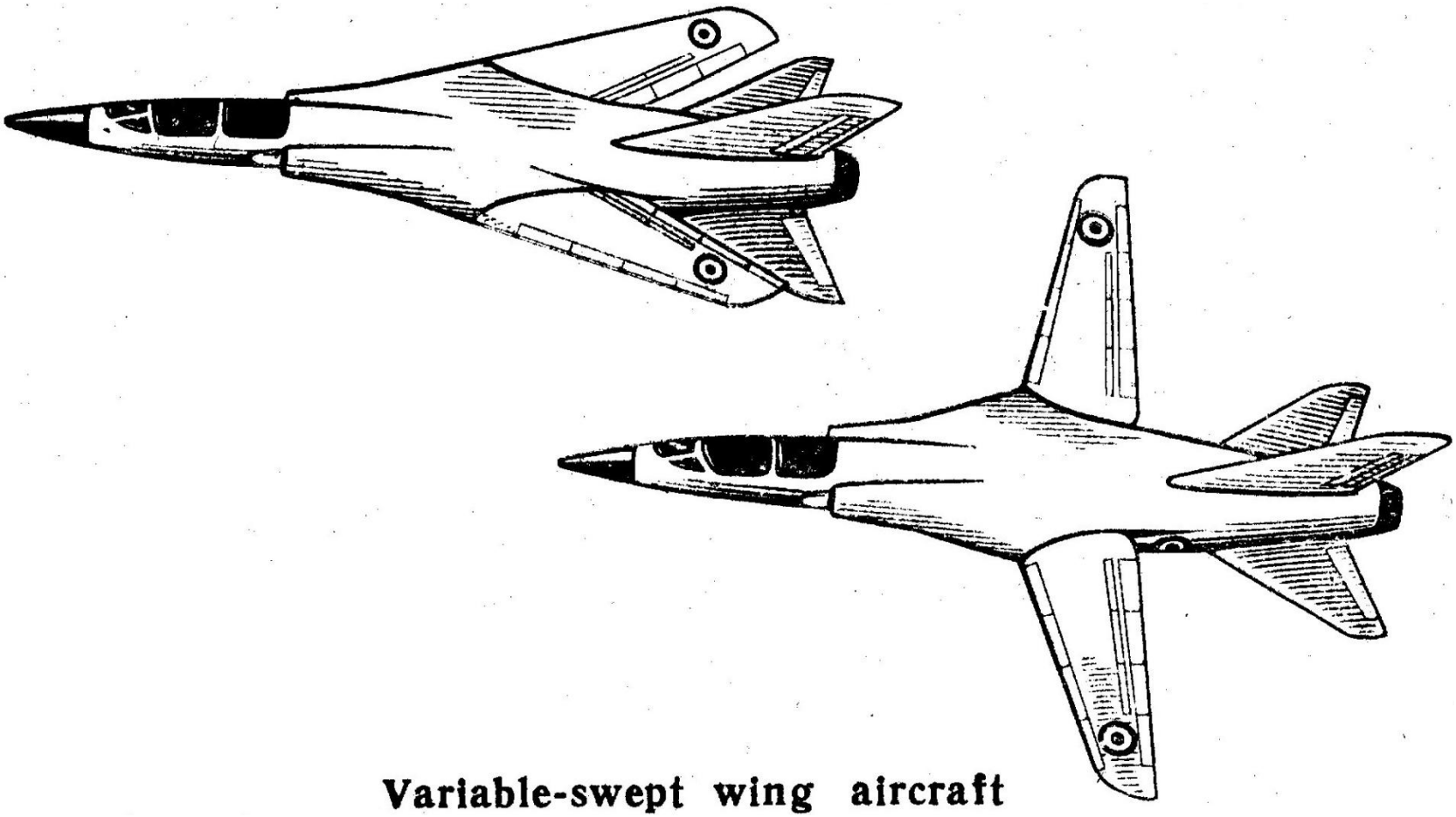
Main types of aircraft

Double-delta supersonic aircraft



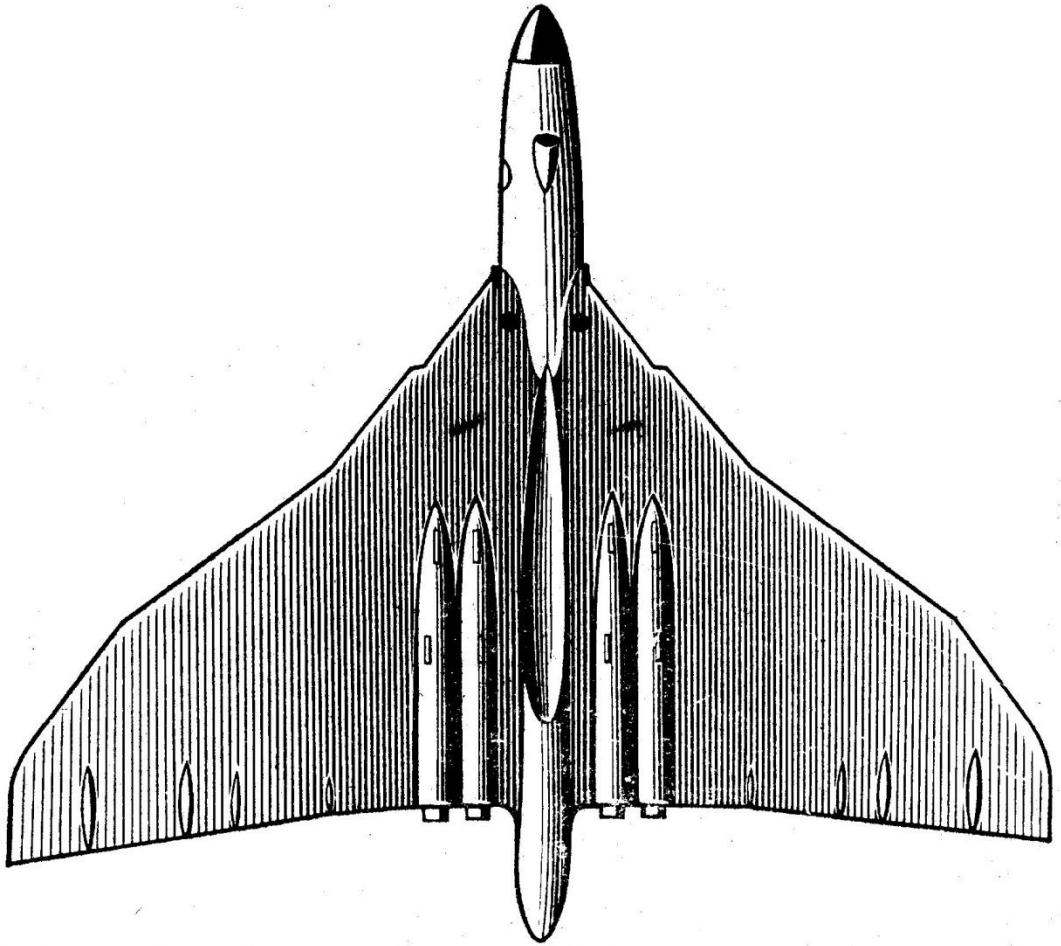
Double-delta supersonic aircraft

Main types of aircraft



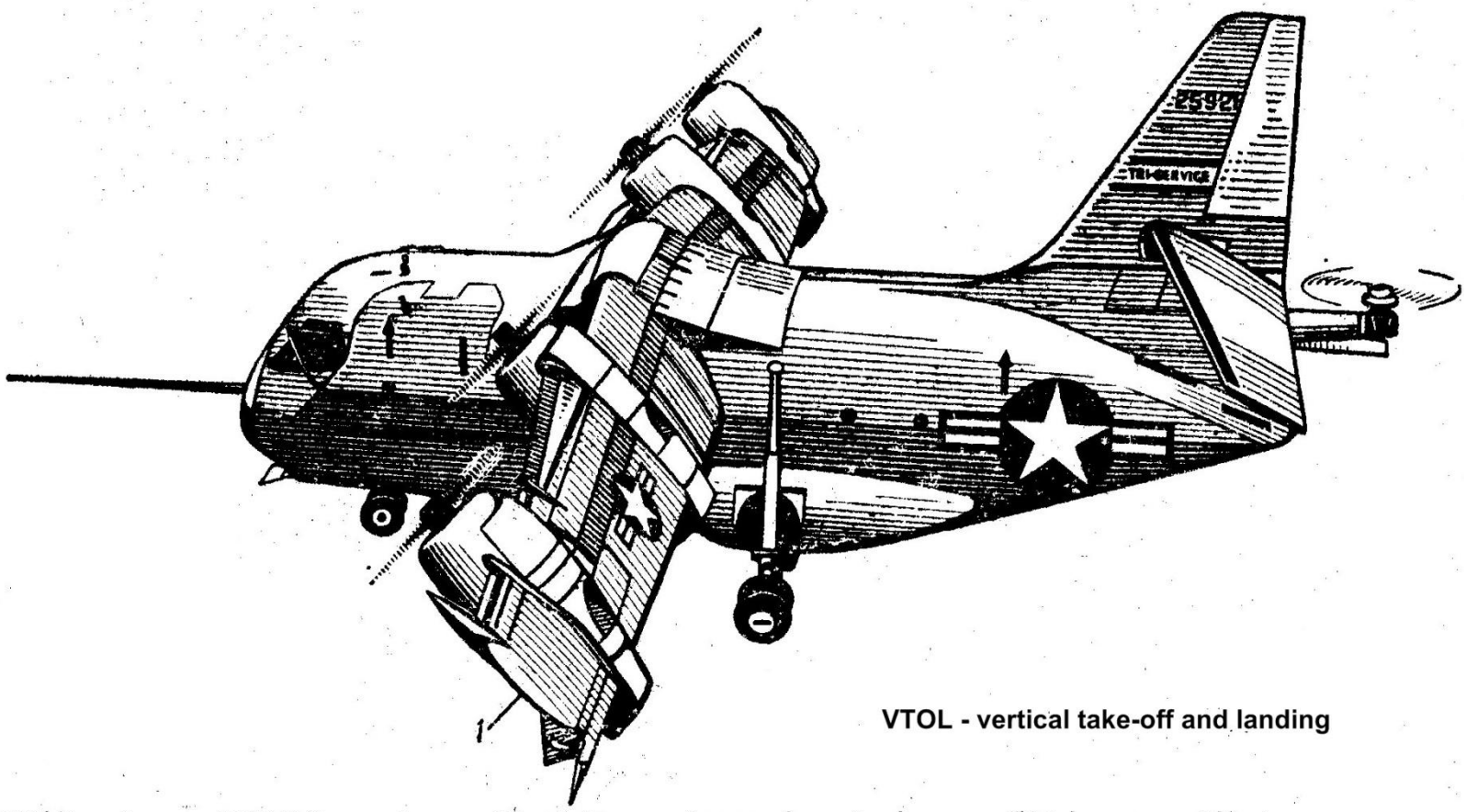
Variable-swept wing aircraft

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

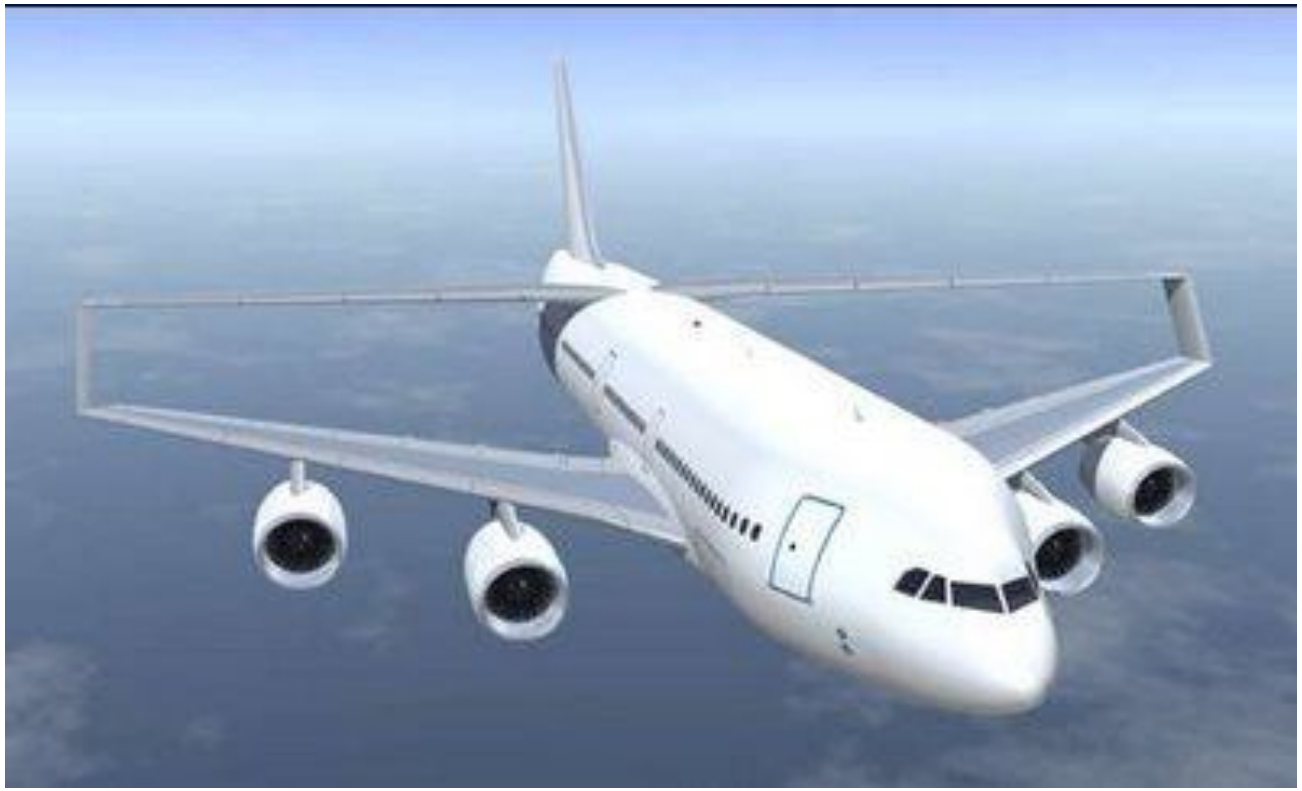


Рисунок 1.1 - Airbus joined wing airliner concept

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 уравновешивает силу тяжести и для изменения траектории полёта самолёта.

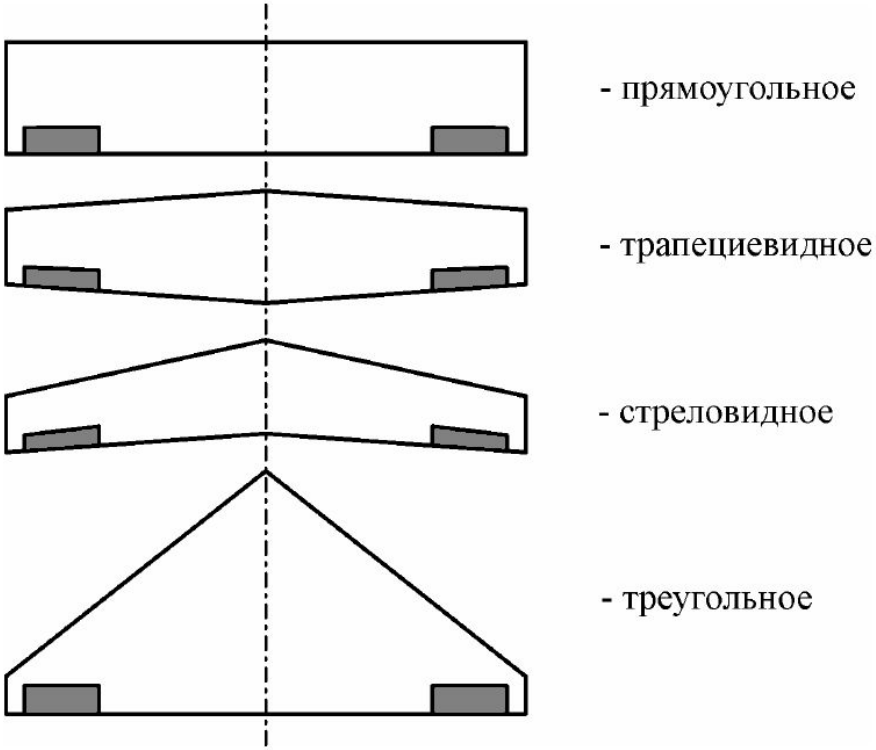


Рисунок 1.4 – Основные формы крыла

Геометрические характеристики крыла в плане

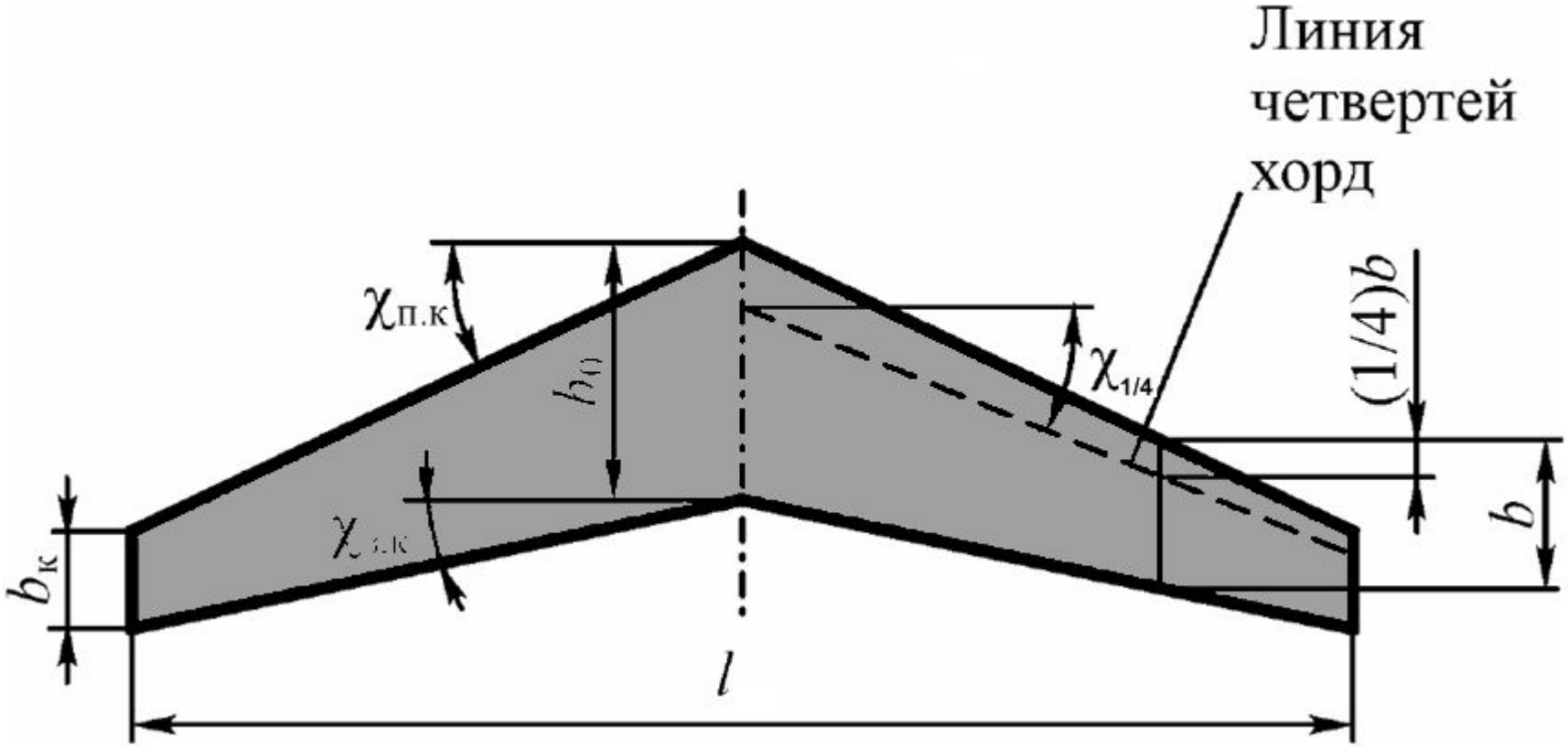


Рисунок 1.5 – Геометрические характеристики крыла

Лекция 1. Геометрические характеристики крыла

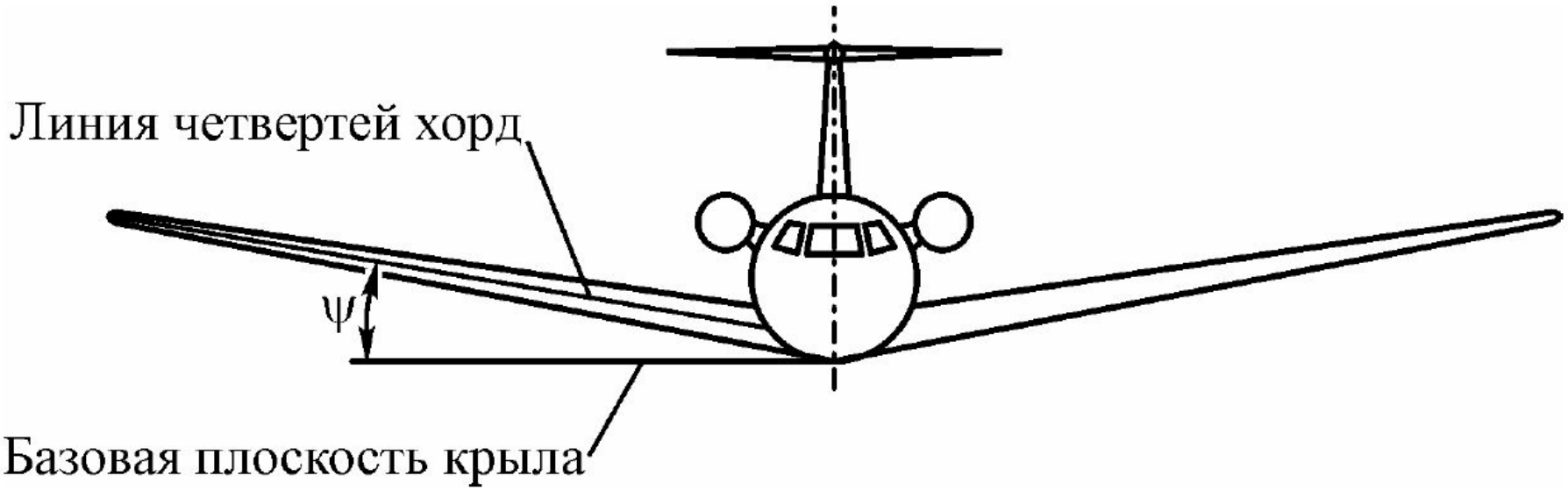
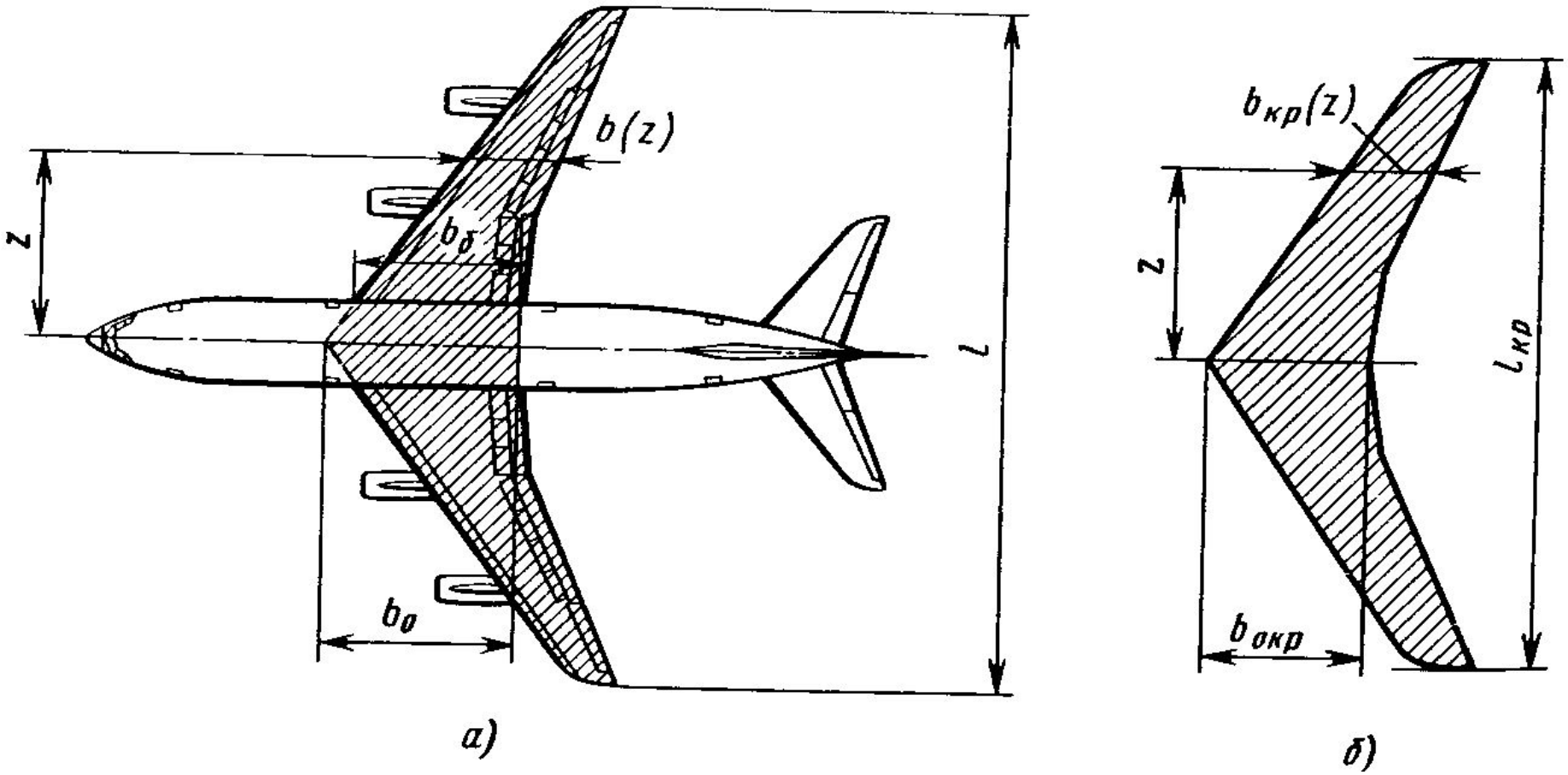


Рисунок 1.6 – Угол поперечного V крыла

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 ψ 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 ψ 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 аэродинами1717ческая хорда (САХ)

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

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.

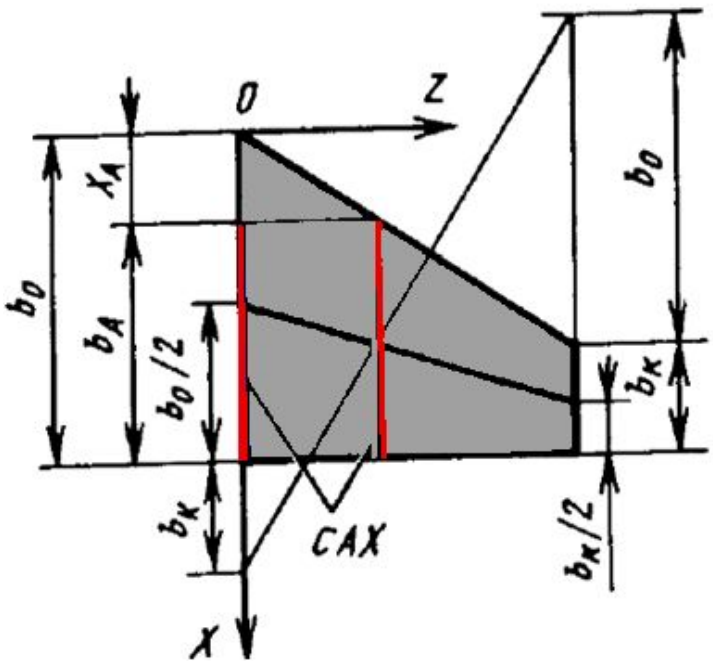


Рисунок 1.8 – Геометрической построение САХ

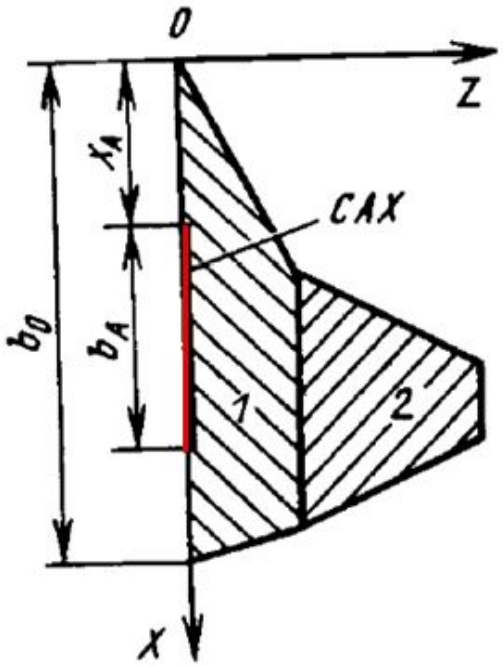
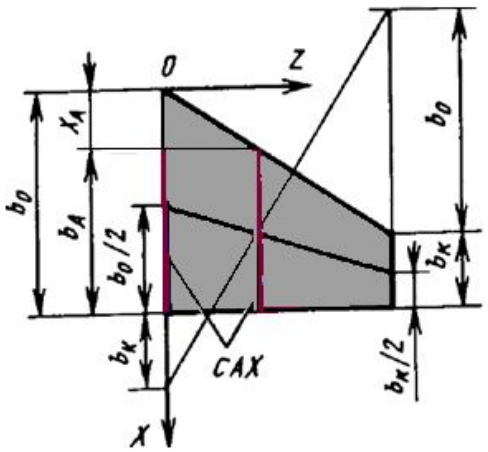


Рисунок 1.9 – САХ крыла сложной формы

Формулы для расчёта САХ

САХ трапециевидных крыльев (рисунок 1.5)



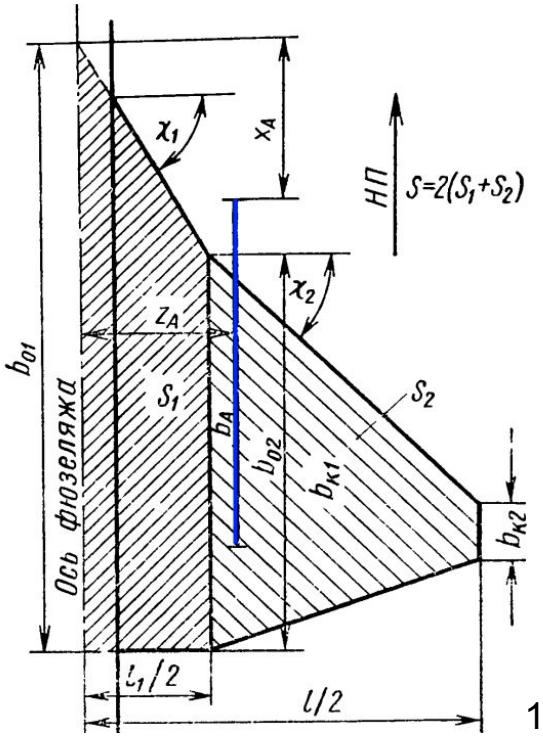
$$b_A = \frac{2}{3}\left(b_0 + b_k - \frac{b_0 \cdot b_k}{b_0 + b_k}\right); \quad z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k};$$

$\vee$

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

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.

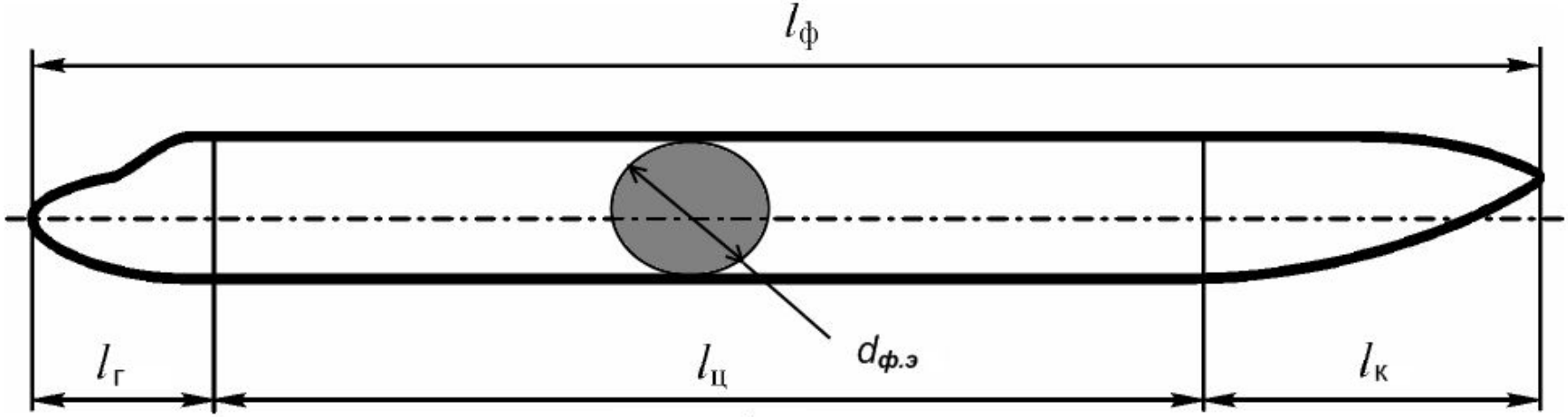
Крылом, составленным из консолей, называют крыло, составленное из находящихся в потоке частей крыла самолёта, отделённых от фюзеляжа по бортовым сечениям.

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.

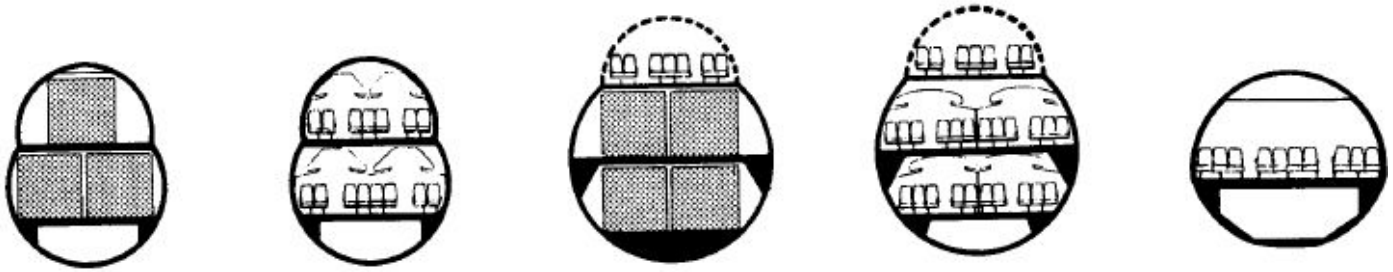
Геометрические характеристики фюзеляжа



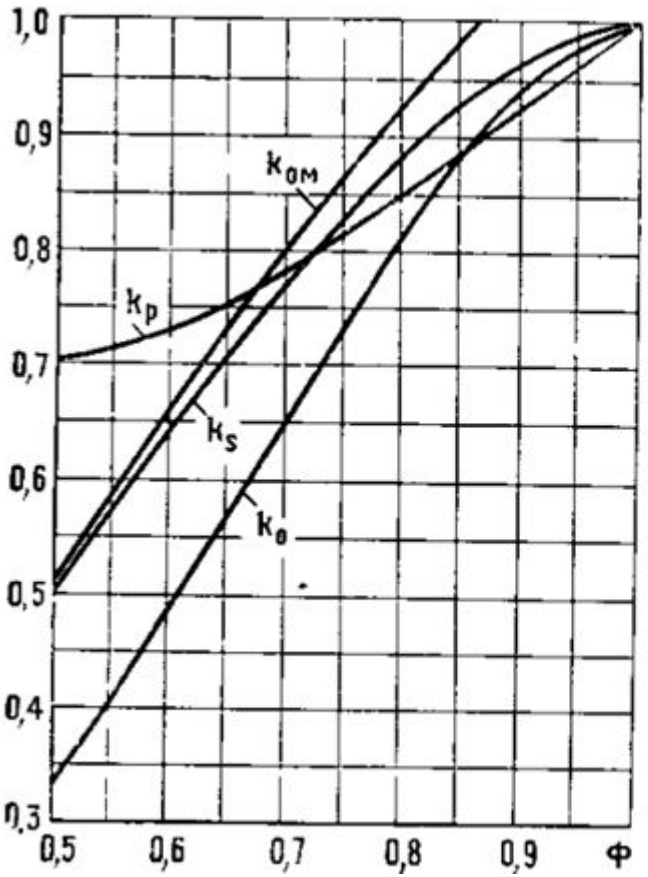
$$\lambda_г = \frac{l_г}{d_{ф.э}} \qquad \lambda_ц = \frac{l_ц}{d_{ф.э}} \qquad \lambda_к = \frac{l_к}{d_{ф.э}}$$

Рисунок 1.10 Различные формы поперечного сечения фюзеляжа

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



Геометрические характеристики фюзеляжа



Площадь миделева сечения равна

$$S_{м.ф} = k_S b_{ф\,\max} h_{ф\,\max}$$

Периметр поперечного сечения

$$\Pi_ф = 2k_p\left(b_{ф\max} + h_{ф\max}\right)$$

$$S_ф = \Pi_ф(l_ц + k_{ом\,г} l_г + k_{ом\,хв} l_{хв})$$

$$S_ф = 2{,}85 \cdot l_ф \cdot \sqrt{S_{м.ф}}$$

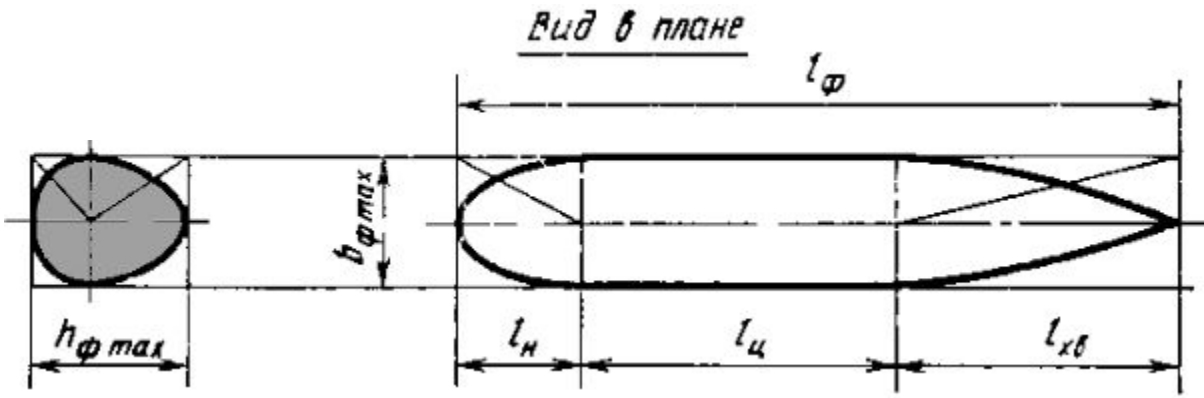


Рисунок 1.9 Коэффициенты для вычисления геометрических характеристик фюзеляжа

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

Связанная система координат

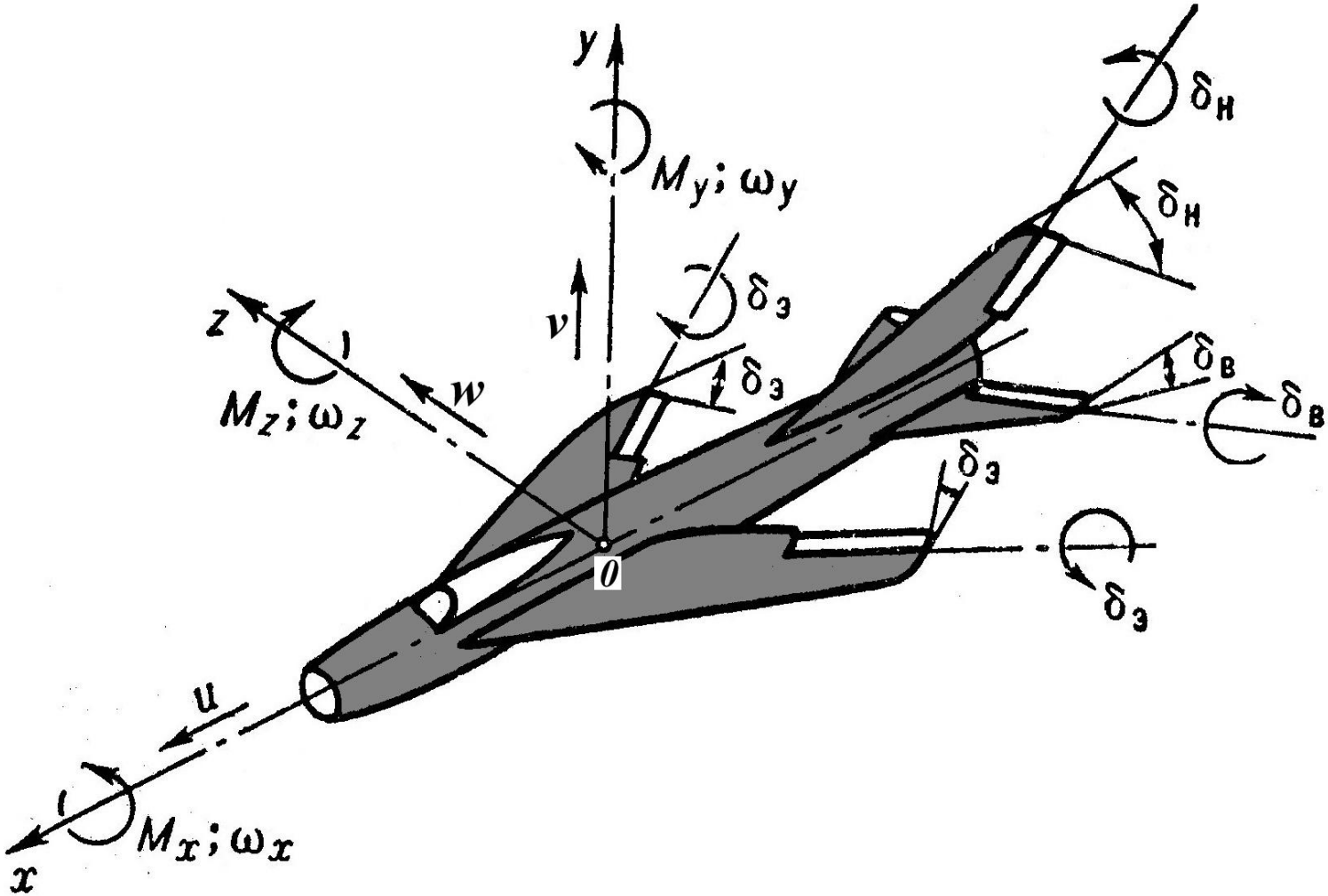


Рисунок 1.11 Связанная система координат

Скоростная и связанная системы координат

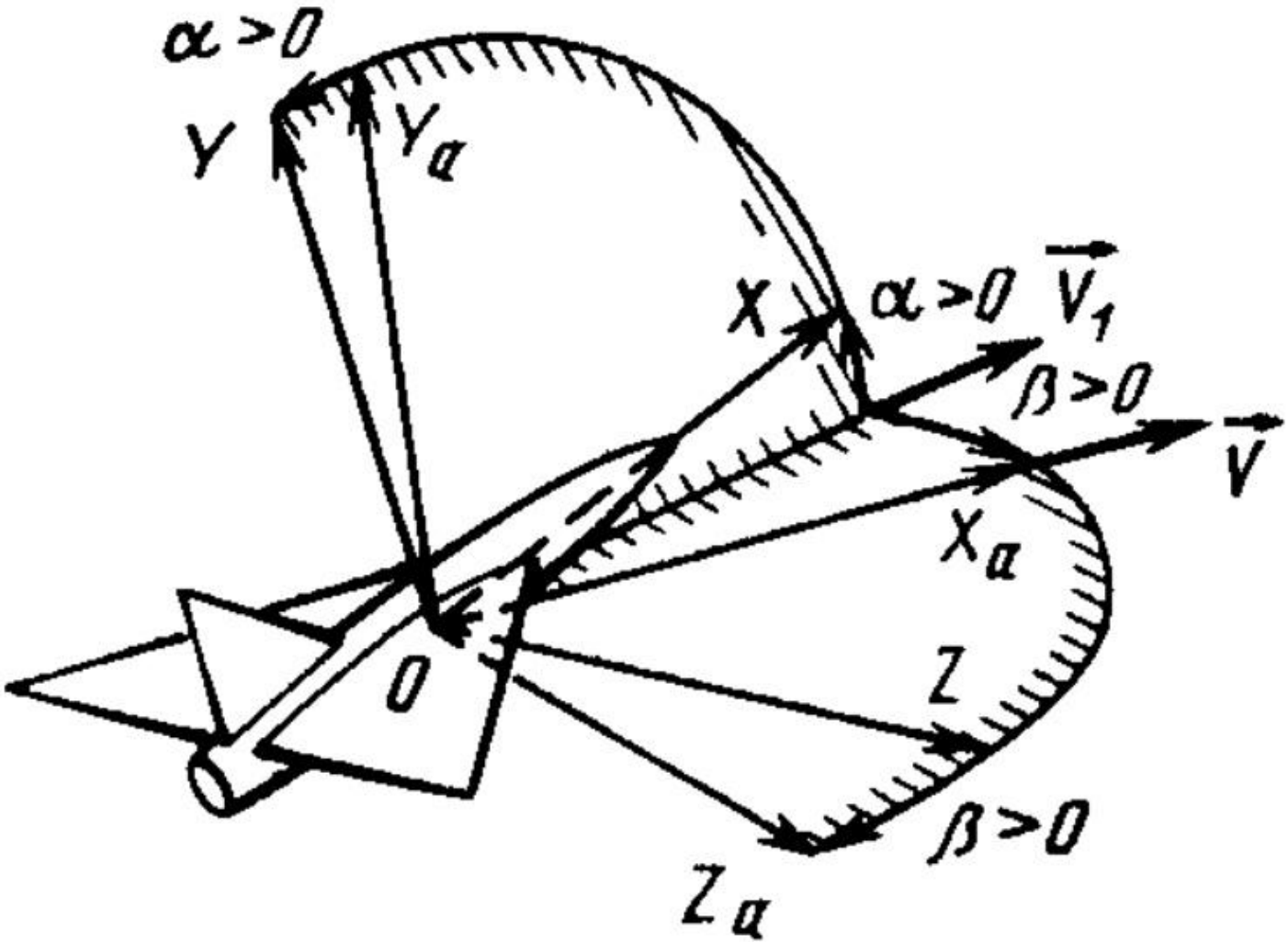


Рисунок 1.12 Связанная и скоростная системы координат

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, *Н*

q_∞ - скоростной напор, *Па*

S - характерная площадь, *м*^{2}

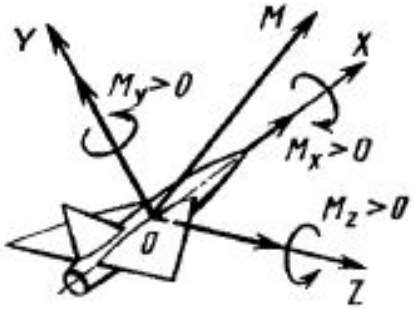
Для РН *S* это миделевое сечение корпуса, для РН с БУ $S = \sum_{i=1}^{N} S_{м.ф\,БУ_i}$

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*