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

CAMAPA 2012 УДК СГАУ: 629.7.025.1:533.6.011.34(075) ББК: 22.253.3

P 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 валётно-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.

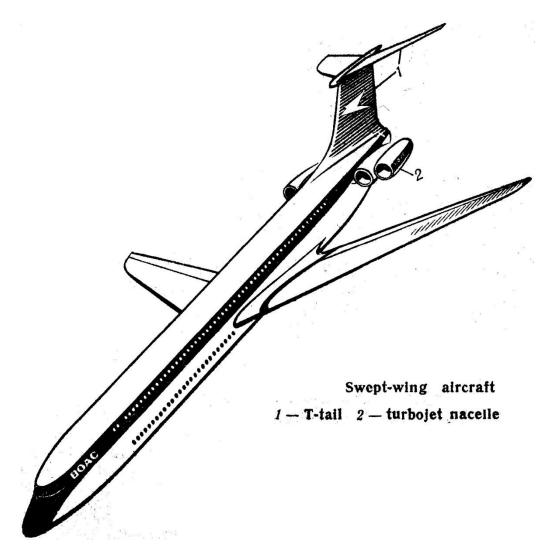
Основные элементы самолёта

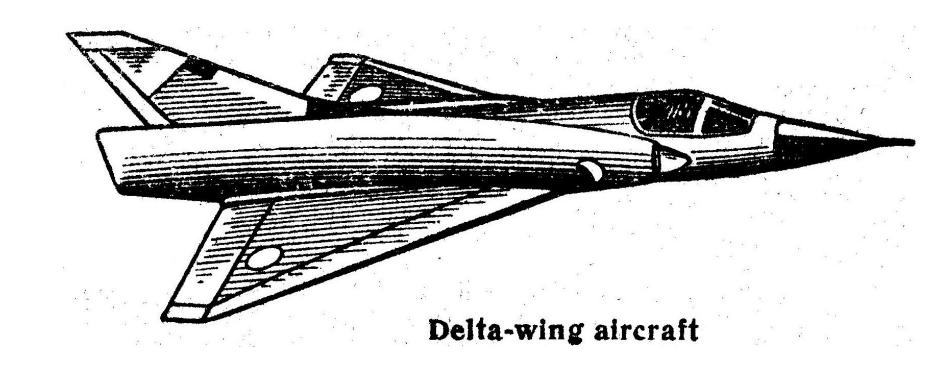
Самолёт – это летательный аппарат тяжелее воздуха, который имеет крыло для создания подъёмной силы и силовую установку для создания тяги.



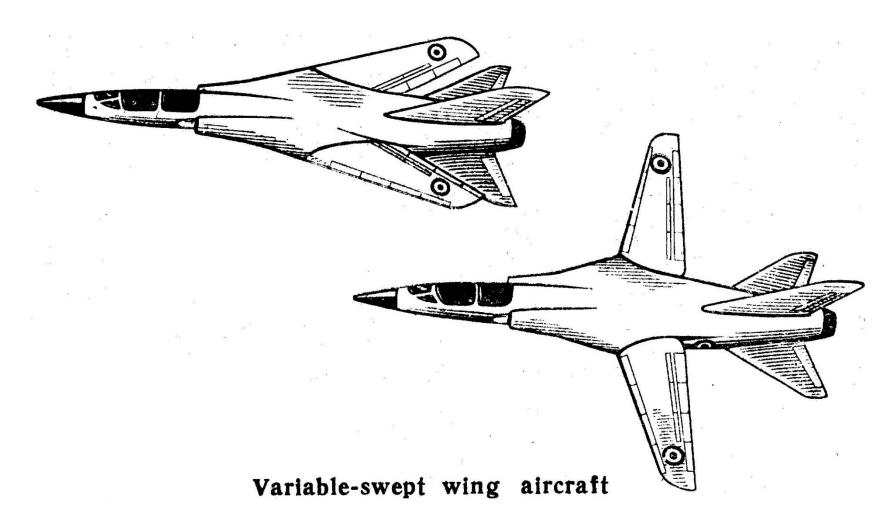
3

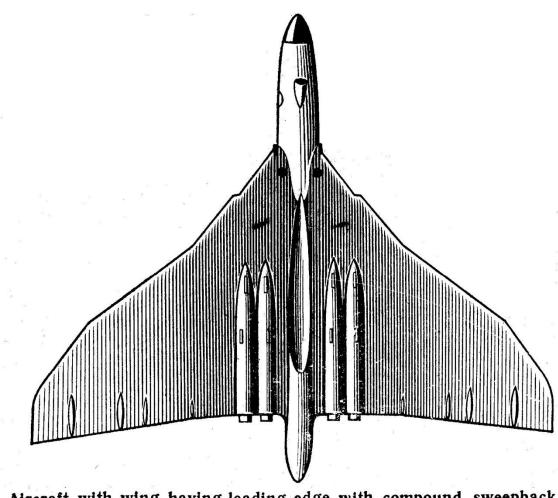
Swept-wing Aircraft





Double-delta supersonic aircraft Double-delta supersonic aircraft





Aircraft with wing having leading edge with compound sweepback

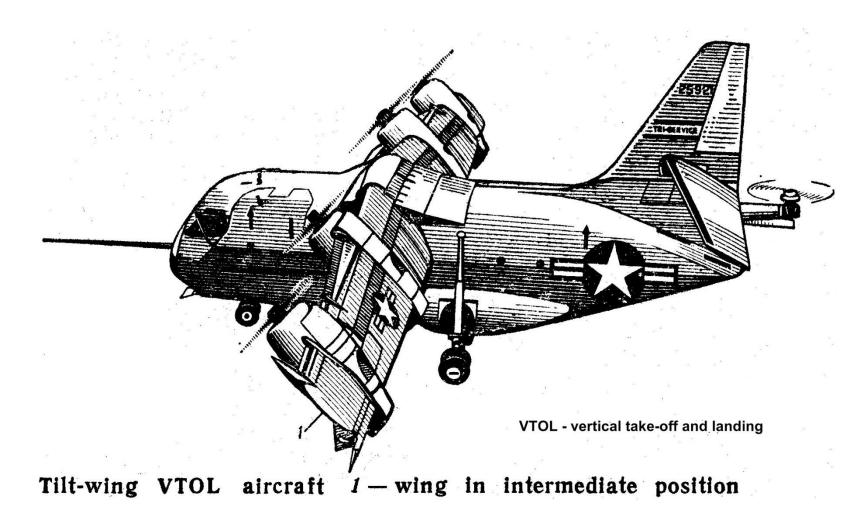




Рисунок 1.1 - Airbus joined wing airliner concept



Рисунок 1.2 - Lockheed joined wing jetliner concept



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.



Геометрические характеристики крыла в плане

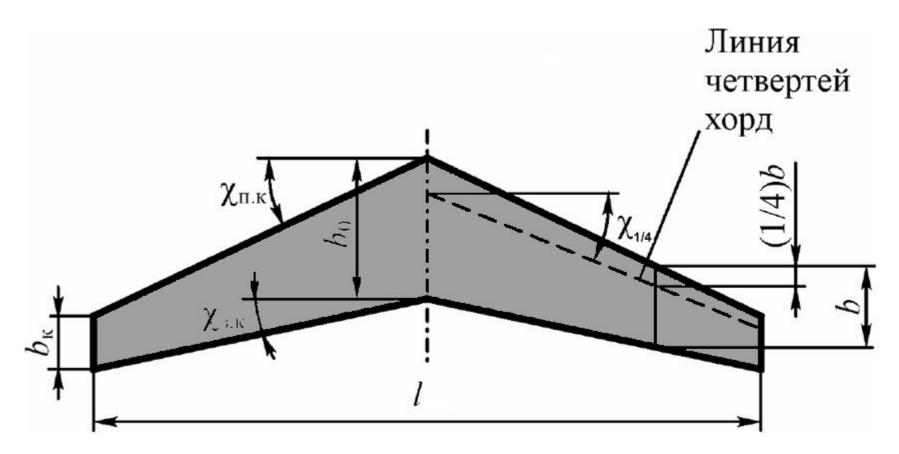


Рисунок 1.5 – Геометрические характеристики крыла

Лекция 1. Геометрические характеристики крыла

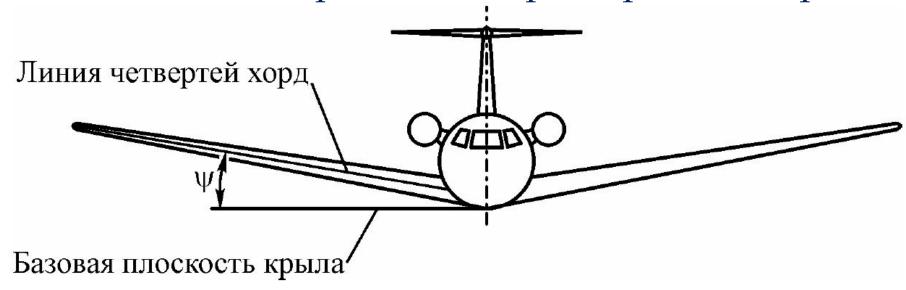
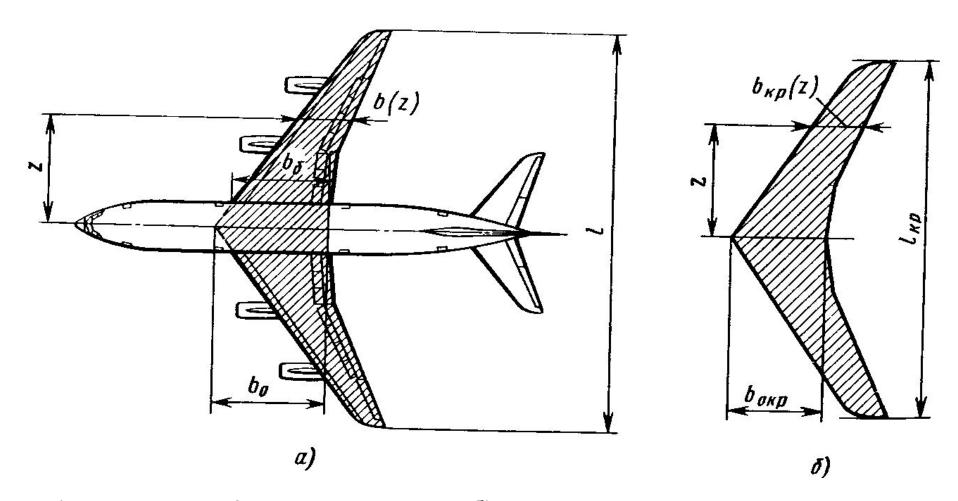


Рисунок 1.6 – Угол поперечного V крыла

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 углом углом обазовой 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 углом поперечного V крыла.

Геометрические характеристики крыла



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

Средняя аэродинами1717ческая хорда (САХ)

$$b_{A} = \frac{1}{S} \int_{+l/2}^{+l/2} b'^{2}(z) dz; \quad x_{A} = \frac{1}{S} \int_{+l/2}^{+l/2} b'(z) x dz; \quad y_{A} = \frac{1}{S} \int_{+l/2}^{+l/2} b'(z) y dz;$$

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

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

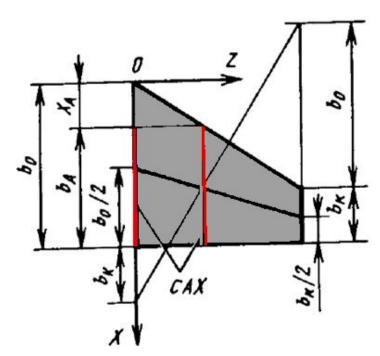


Рисунок 1.8 – Геометрической построение САХ

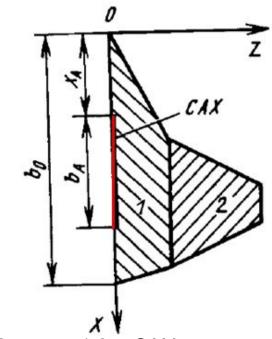


Рисунок 1.9 – CAX крыла сложной формы

Формулы для расчёта САХ

САХ трапециевидных крыльев (рисунок 1.5)

$$b_{A} = \frac{2}{3} \left(b_{0} + b_{k} - \frac{b_{0} \cdot b_{k}}{b_{0} + b_{k}} \right); \quad z_{A} = \frac{l}{6} \cdot \frac{b_{0} + 2b_{k}}{b_{0} + b_{k}};$$



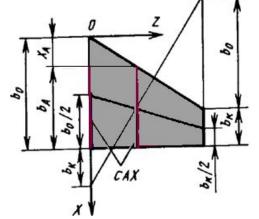
$$b_{A} = \frac{4}{3} \left[\frac{\eta(\eta+1)+1}{(\eta+1)^{2}} \right] \sqrt{\frac{s}{\lambda}}; \quad z_{A} = \frac{l}{6} \left(\frac{\eta+2}{\eta+1} \right); \quad x_{A} = z_{A} t g \chi_{\text{\tiny ILK}}.$$

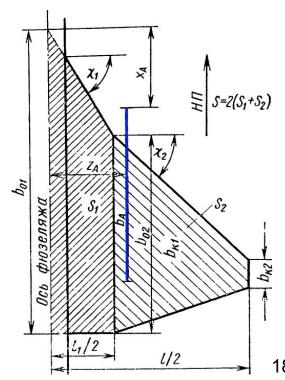
где
$$\eta = \frac{b_0}{b_k}, \lambda = \frac{l^2}{S}$$

САХ крыльев с изломом кромок (рисунок 2.2)

$$b_{A} = \frac{b_{A1}S_{1} + b_{A2}S_{2}}{S_{1} + S_{2}}; \quad x_{A} = \frac{x_{A1}S_{1} + x_{A2}S_{2}}{S_{1} + S_{2}}; \quad \stackrel{\text{\tiny a}}{=} \frac{x_{A1}S_{1} + x_{A2}S_{2}}{S_{1} + S_{2}};$$

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





Геометрические характеристики крыла

Определения

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

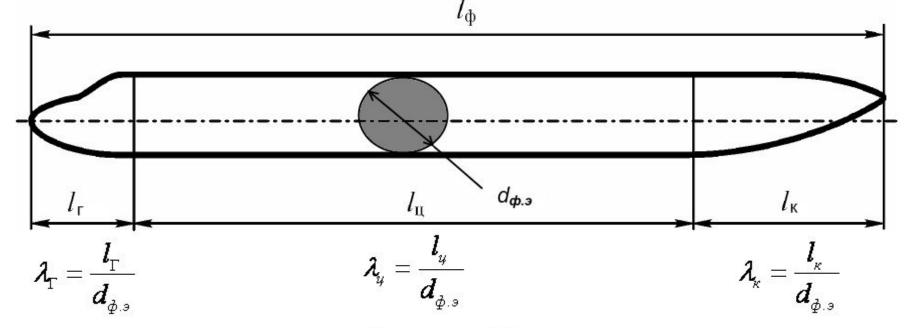
Крылом, составленным из консолей, называют крыло, составленное из находящихся в потоке частей крыла самолёта, отделённых от фюзеляжа по бортовым сечениям.

Размах крыла (как составленного из консолей l, так и крыла с подфюзеляжной частью $l_{\kappa p}$) - 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









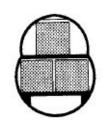


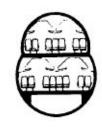


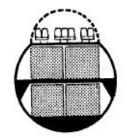


$$d_{\phi.9} = \sqrt{\frac{4S_{M.\tilde{q}}}{\pi}}$$













Геометрические характеристики фюзеляжа



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

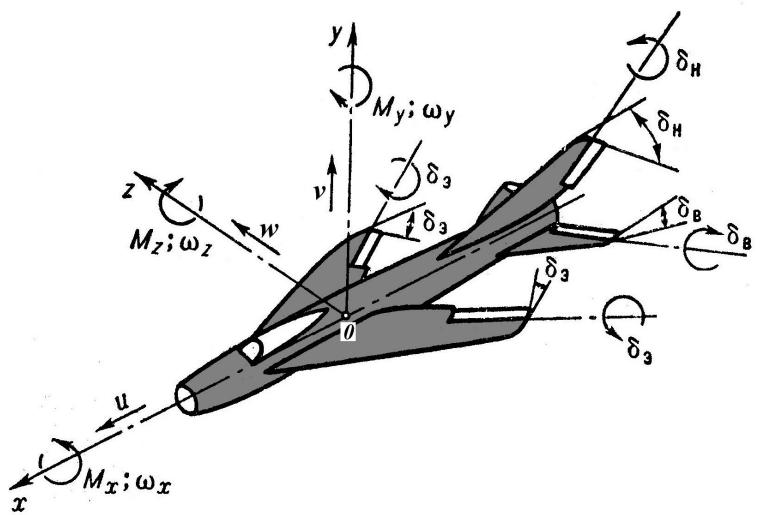


Рисунок 1.11 Связанная система координат

Скоростная и связанная системы координат

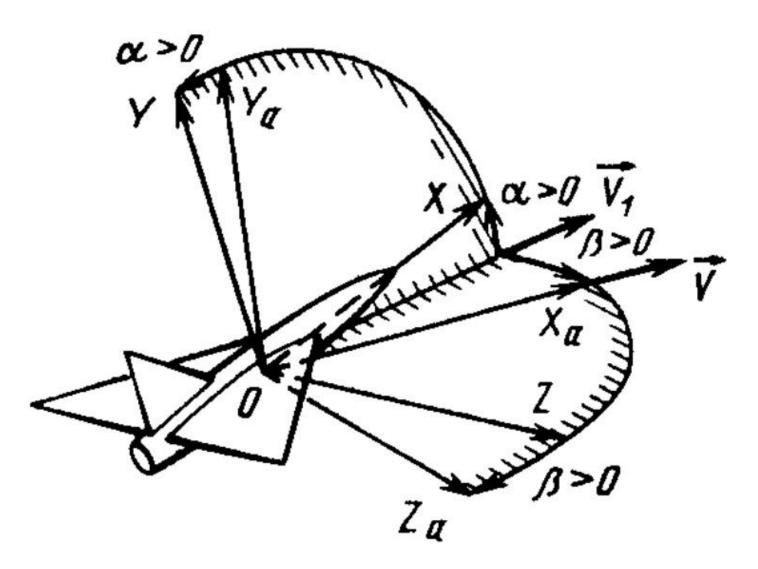


Рисунок 1.12 Связанная и скоростная системы координат

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_{v}
Название	Коэффициент подъёмной силы	Коэффициент нормальной силы
Обозначение	C_{za}	C_z
Название	Коэффициент боковой силы	Коэффициент поперечной силы

$$C_R = rac{R}{q_{\infty}S}$$
 R – аэродинамическая сила, H

S - характерная площадь, M^2

Для PH S это миделевое сечение корпуса, для PH с БУ $S = \sum_{{\scriptscriptstyle M}.\phi\,{\scriptscriptstyle \mathrm{BY}}_\mathrm{i}}^N S_{\scriptscriptstyle M}$

Миделевое сечение корпуса по Госту обозначается $S_{\scriptscriptstyle \perp}$

Название моментов в скоростной и связанной системах координат

	Скоростная	Связанная
Обозначение	$m_{_{\scriptscriptstyle Y}}$	$m_{_{XA}}$ $l_{_{XAp}} = l$
Название	Коэффициент момента крена	Коэффициент момента крена
Обозначение	m_y	m_{ya} $l_{xap} = b_{A}$
Название	Коэффициент момента рыскания	Коэффициент момента рыскания
Обозначение	m_z	m_{za} $l_{xap} = b$
Название	Коэффициент момента тангажа	Коэффициент момента тангажа

$$m_{R} = \frac{M_{R}}{q_{\infty} S l_{xap}}$$

