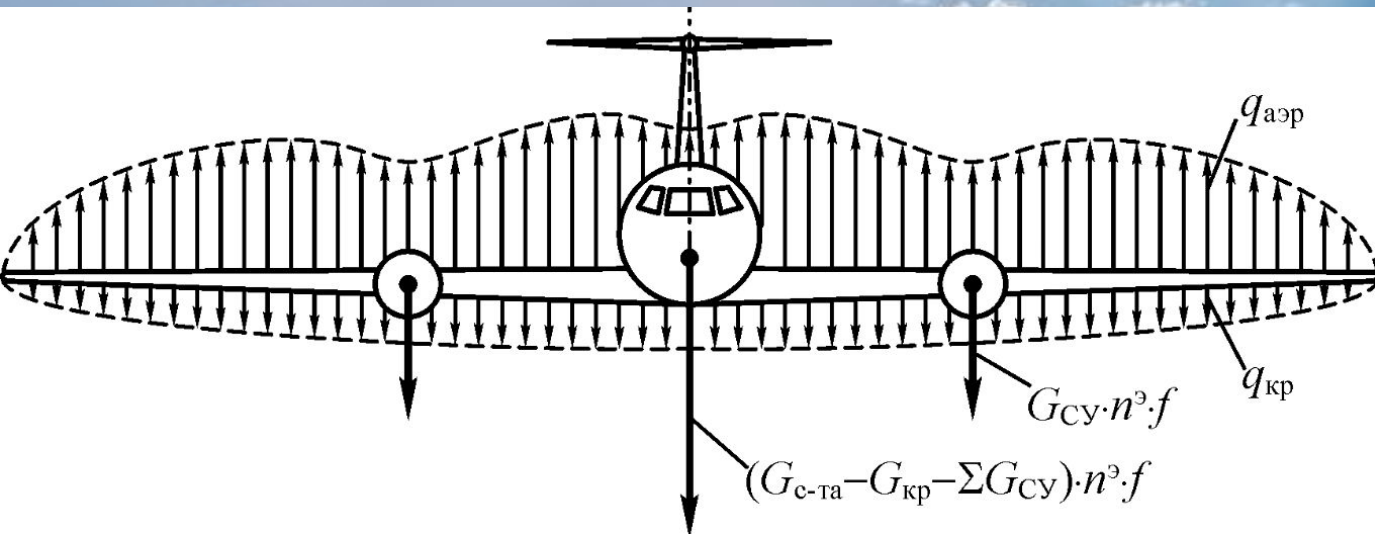
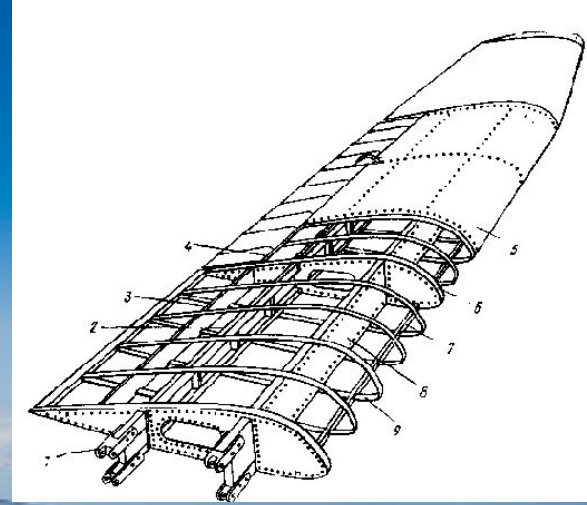
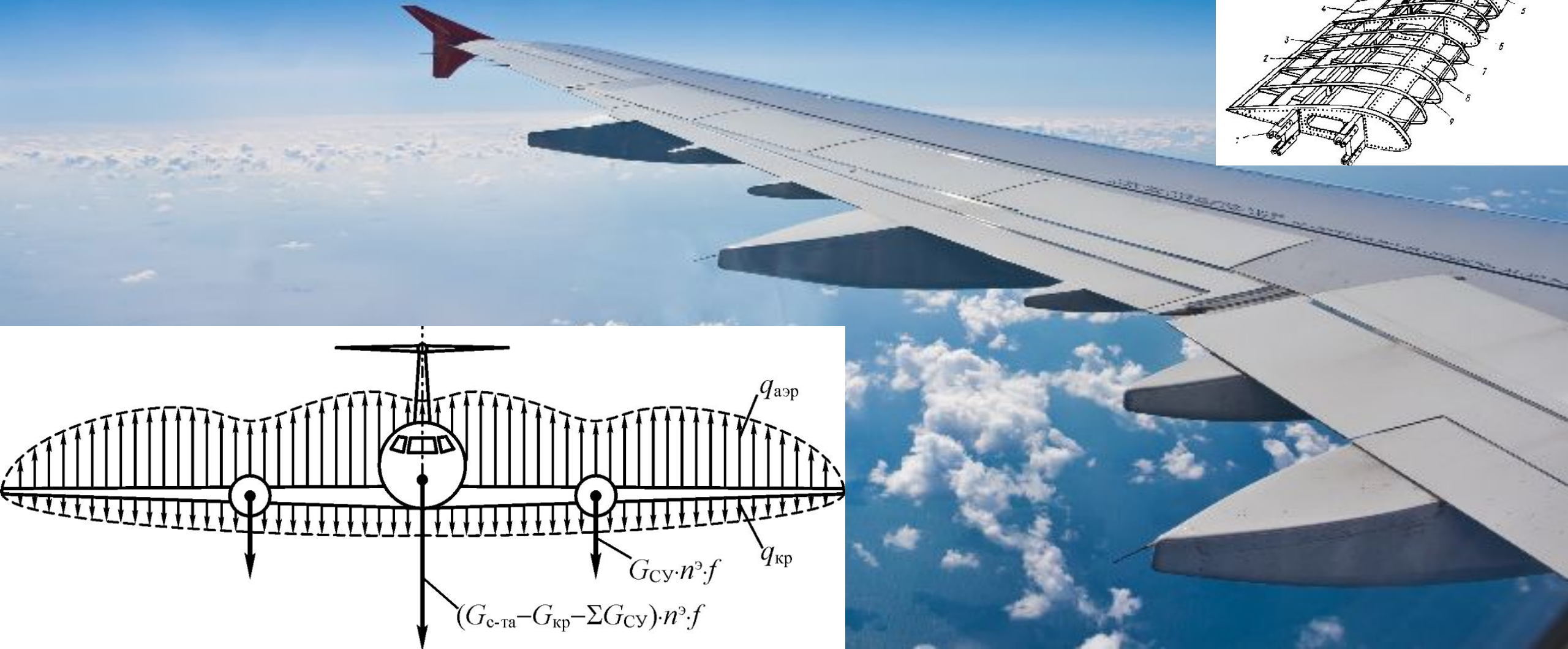


# РАСЧЕТ КРЫЛА НА ПРОЧНОСТЬ



# МиГ -15



Рис. 4.1. Крыло самолета МиГ-15:

*a* – каркас крыла; *б* – схема крыла; 1 – нервюра № 1; 2 – поперечная балка; 3 – продольная балка; 4 – подкосная балка; 5 – лонжерон; 6 – нервюра № 6; 7 – рельсы щитка-закрылка; 8 – узел крепления основной стойки шасси; 9 – нервюра № 9; 10 – балка спецподвески; 11 – задний стрингер; 12 – нервюра № 15; 13, 14 – узлы подвески элерона; 15 – нервюра № 18; 16 – груз; 17 – законцовка; 18 – передний узел крепления; 19 – средний узел крепления; 20 – главный узел крепления; 21 – профиль



# Су-15

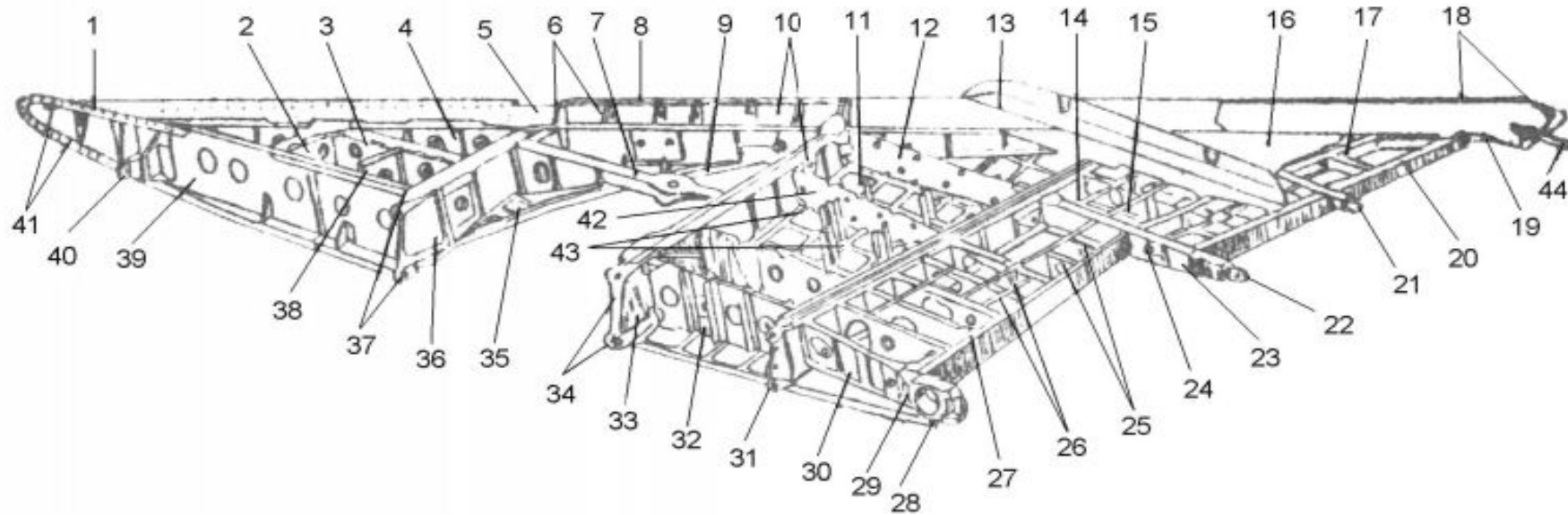


Рис. 7.1. Крыло самолета Су-15:

1 – носовая часть; 2 – перегородка № 2; 3 – поперечная балка; 4 – передний лонжерон; 5 – место антенны; 6 – нервюры носка; 7 – балка крепления замка шасси; 8 – верхний стрингер носка; 9 – окантовка выреза отсека шасси; 10 – узлы крепления траверсы шасси; 11 – нижняя панель топливного отсека; 12 – нервюра № 10; 13 – аэродинамический гребень; 14 – балка № 3; 15 – типовая нервюра хвостовой части; 16 – обшивка хвостовой части; 17 – задний лонжерон; 18 – законцовка; 19, 21, 22 – узлы навески элерона; 20 – задняя стенка с зашивкой; 23 – нервюра № 10; 24 – узел навески закрылка; 25 – нервюры хвостовой части; 26 – стрингеры; 27 – задний лонжерон; 28 – корневой узел навески закрылка; 29 – стыковой узел заднего лонжерона; 30 – нервюра № 2 хвостовой части; 31 – стыковые узлы; 32 – нервюра № 2 топливного отсека; 33 – балка № 2; 34 – стыковые узлы; 35 – нижняя обшивка в отсеке шасси; 36 – балка № 1; 37 – стыковые узлы; 38 – перегородка № 3; 39 – бортовая нервюра передней части; 40 – стыковой узел на переднем лонжероне; 41 – стыковой угольник; 42 – нервюра № 7 топливного отсека; 43 – стяжки между панелями топливного отсека; 44 – разрядник

# МЕТОДИКА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

1. Выбор прототипа самолета и определение его характеристик
2. Выбор расчетного случая, определяющего характер нагрузок
3. Определение нагрузок на крыло
4. Определение положения центра давления по сечениям крыла
5. Построение эпюр перерезывающих сил и моментов

## Основные исходные данные

1. Взлетный вес самолета  $G_0$ , вес крыла  $G_{кр}$  и максимальная эксплуатационная перегрузка  $n_{уmax}^э$ . Определяются прототипом и классом самолета.

### Максимальные эксплуатационные перегрузки

Тип самолета	$n_{уmax}^э$
Легкий учебный или спортивный самолет	8-9
Легкий скоростной пассажирский самолет	4-6
Средний магистральный пассажирский самолет	3-4
Тяжелый транспортный или пассажирский самолет	2-3

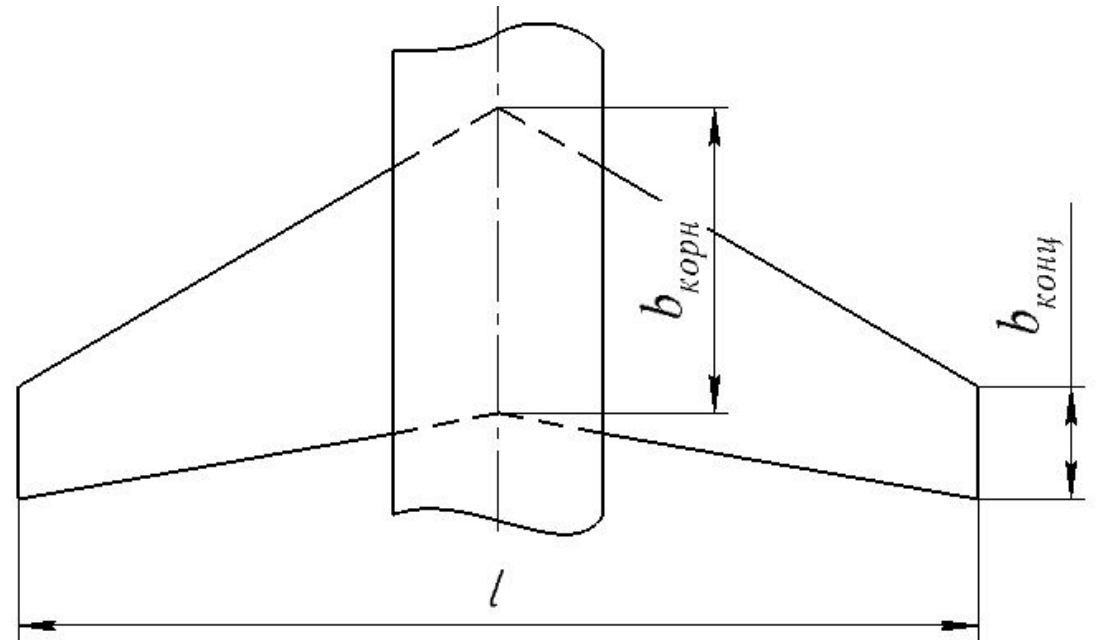
## 2. Геометрические параметры крыла

**Определяются прототипом самолета:**

- Размах крыла  $l$ , м
- Хорда корневая  $b_{\text{корн}}$ , м
- Хорда концевая  $b_{\text{конц}}$ , м

**Высчитываются:**

- Сужение крыла  $\eta$  
$$\eta = \frac{b_{\text{корн}}}{b_{\text{конц}}}$$
- Площадь крыла  $S$  
$$S = \frac{b_{\text{корн}} + b_{\text{конц}}}{2} \cdot L$$
- Удлинение крыла  $\lambda$  
$$\lambda = \frac{L^2}{S}$$



# РАСЧЕТНЫЙ СЛУЧАЙ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЙ СОВОКУПНОСТЬ И ХАРАКТЕР НАГРУЗОК НА САМОЛЕТ

**Расчетный случай определяет следующие параметры расчета:**

- коэффициент безопасности  $f$ ;
- перегрузку  $n_y$ ;
- коэффициент подъемной силы  $c_y$ ;
- скоростной поток  $q$ .

Максимальную эксплуатационную перегрузку определяют:

$$n_{y\max}^{\text{э}} = 3,8 \quad \text{при } m \leq 8000 \text{ кг}$$

$$n_{y\max}^{\text{э}} = 2,5 \quad \text{при } m \leq 27500 \text{ кг}$$

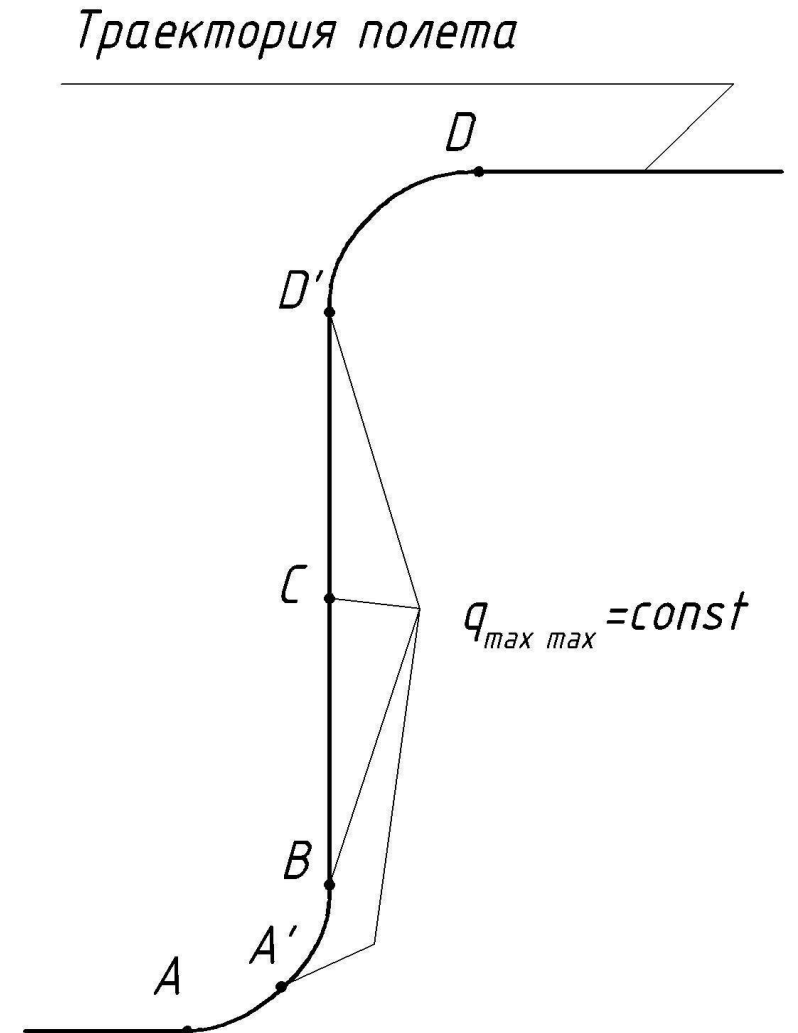
Для промежуточных значений полетной массы перегрузка равна:

$$n_{y\max}^{\text{э}} = 1 + \frac{250}{\sqrt{m}}$$

**Основные полетные расчетные случаи делятся на:**

**$A, A', B, C, D, D'$**

Как правило выбирается случай  $A$  или  $A'$ .



Расчетный случай	Описание	$n_y$	$q$	$c_y$	$f$
<b>A</b>	Криволинейный полет. Горка, выход из пикирования. Действие вертикального порыва ветра.	$n_{y \max}^{\vartheta}$	-	$c_{y \max}$ x	1.5
<b>A'</b>	Криволинейный полет. Выход из пикирования. Полет в болтанку. Полет на большой скорости.	$n_{y \max}^{\vartheta}$	$q_{\max}$	-	1.5
<b>B</b>	Криволинейный полет на малых углах атаки с отклоненными элеронами	$0.5n_{y \max}^{\vartheta}$	$q_{\max}$	-	1.5
<b>C</b>	Вертикальное пикирование с отклоненными элеронами.	0	$q_{\max}$	0	2.0
<b>D</b>	Криволинейный полет на углах атаки, соответствующих $c_{y \min}$ . Резкий переход на планирование, полет в беспокойном воздухе. Характерен обратным нагружением	$-0.5n_{y \max}^{\vartheta}$	-	$c_{y \min}$	1.5
<b>D'</b>	Криволинейный полет при небольших отрицательных углах атаки. нелогичен случаю D, но при больших скоростях полета	$-0.5n_{y \max}^{\vartheta}$	$q_{\max}$	-	1.5



# Определение нагрузок на крыло

В общем случае на крыло воздействуют следующие нагрузки:

- Аэродинамические нагрузки, распределенные по поверхности крыла.
- Объемные массовые силы от конструкции крыла и топлива, размещенного в крыле, а также сосредоточенные силы от масс агрегатов, расположенных на крыле (двигатель, топливные баки, шасси).
- Тепловой нагрев от скоростного напора.

В расчете будем учитывать только первые два вида нагрузки аэродинамическую и массовую.



## ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И МАССОВЫХ НАГРУЗОК НА КРЫЛО

□ Величина подъемной силы крыла определяется по формуле:  $Y = c_y^{кр} S q$  или  $Y = f_n \frac{G}{\varepsilon}$   
где  $c_y^{кр}$  – коэффициент подъемной силы крыла;

$S$  – площадь крыла;

$q = \frac{\rho V^2}{2}$  – скоростной напор;

$G$  – вес самолета.

□ Массовые силы определяются по формуле:  $P_{кр} = f_n \frac{G_{кр}}{\varepsilon}$

где  $G_{кр}$  – вес конструкции крыла.

Нагрузки от агрегатов, расположенных в крыле определяются аналогично:  $P_{агр i} = f_n \frac{G_{агр i}}{\varepsilon}$

где  $G_{агр i}$  – вес  $i$ -го агрегата.



## РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗОК ПО ДЛИНЕ КРЫЛА

### ▣ Распределение аэродинамических нагрузок

Распределение погонной аэродинамической нагрузки вдоль крыла производится по закону распределения подъемной силы по длине крыла:

$$q_y = \frac{fn_{\text{э}} G}{L} \bar{\Gamma}_{\text{сумм}} \frac{\cos(\theta - \alpha)}{\cos \theta}, \quad \text{где } \bar{\Gamma}_{\text{сумм}} - \text{ величина суммарной циркуляции;}$$

$\alpha$  – угол атаки крыла;

$\theta$  – угол между вектором равнодействующей аэродинамических сил и вектором подъемной силы крыла –  $\text{tg} \theta = c_{xkk} / c_{ykk}$

Для упрощения рекомендуется использовать специальные упрощенные таблицы распределения относительной циркуляции плоского крыла. При этом разрешается использовать ближайший столбец по значению  $\eta$ , а интерполировать только по  $2L_{\text{ц}}/L$



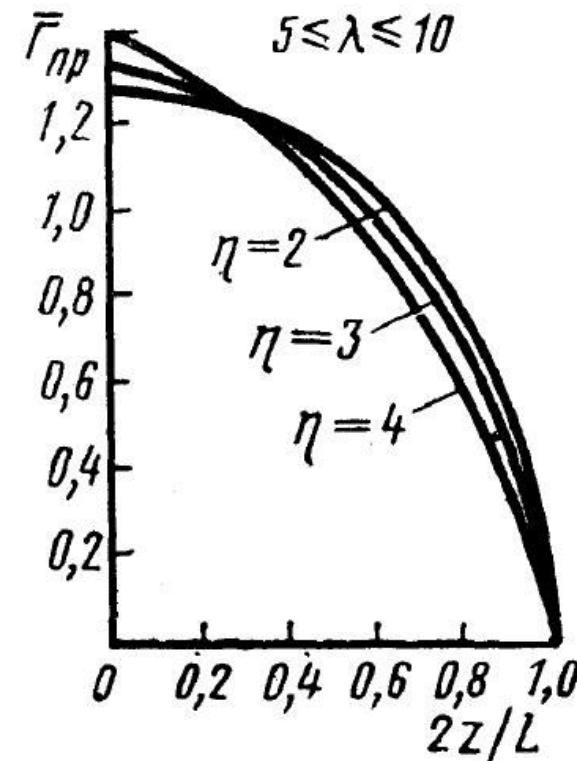
Относительная циркуляция крыла  $\bar{\Gamma}_{сумм}$  учитывает неравномерность распределения аэродинамической нагрузки (изменение коэффициента подъемной силы) по размаху крыла. У прямого крыла величина циркуляции зависит от сужения крыла  $\eta$ .

Относительная циркуляция крыла определяется экспериментально или приближенно по графикам, приведенным в нормах прочности для крыльев различной формы в плане.

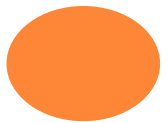
В качестве примера представлен подобный график зависимости  $\bar{\Gamma}_{пр} = f\left(\frac{2z}{L}; \eta\right)$  где  $z$  – текущая координата по полуразмаху крыла  $L/2$ ;

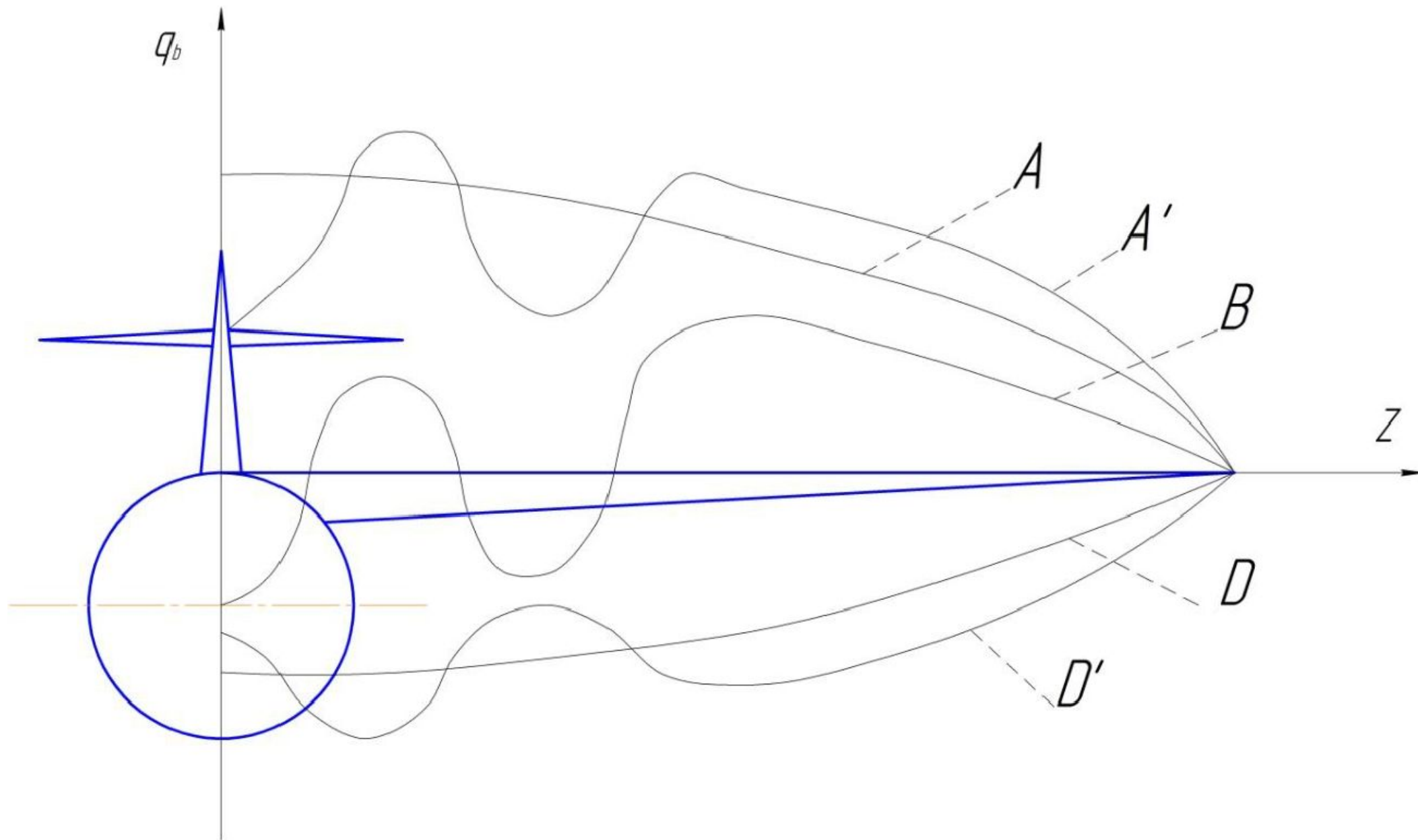
$$\eta = \frac{b_{корн}}{b_{корн}}$$

- сужение крыла.



Зависимость относительной циркуляции  $\bar{\Gamma}_{пр}$  от сужения крыла  $\eta$





РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗДУШНОЙ НАГРУЗКИ ПО РАЗМАХУ КРЫЛА ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ РАСЧЕТНЫХ СЛУЧАЕВ





## □ Распределение массовых нагрузок

Вес конструкции крыла  $G_{кр}$  задан в задании (без агрегатов). Распределение его по размаху производится либо на основании существующих взвешиваний или расчетов., а при отсутствии таковых допускается использование распределения массы по длине крыла пропорционально хордам

$$q_{кр}^* = \frac{P_{кр} b}{S} = \frac{fn_{\theta} G_{кр} b}{S}$$

где  $G_{кр}$  – вес крыла;

$b$  – величина хорды в данном сечении;

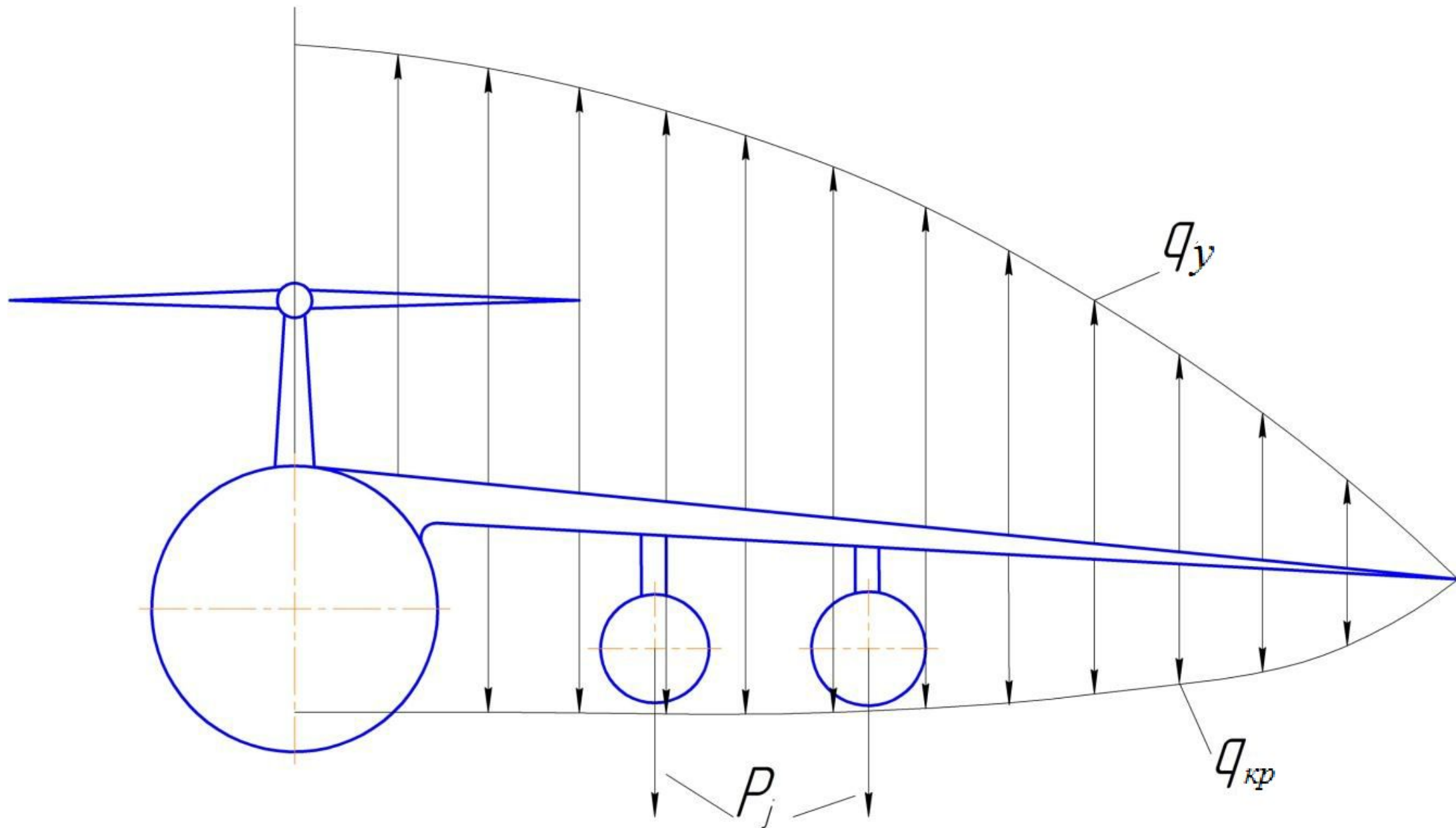
$S$  – площадь крыла.

Для стреловидного крыла дополнительно учитываем стреловидность

$$q_{кр\chi} = \frac{fn_{\theta} G_{кр} b}{S} \frac{\cos(\theta - \alpha)}{\cos \theta} \cos \chi$$

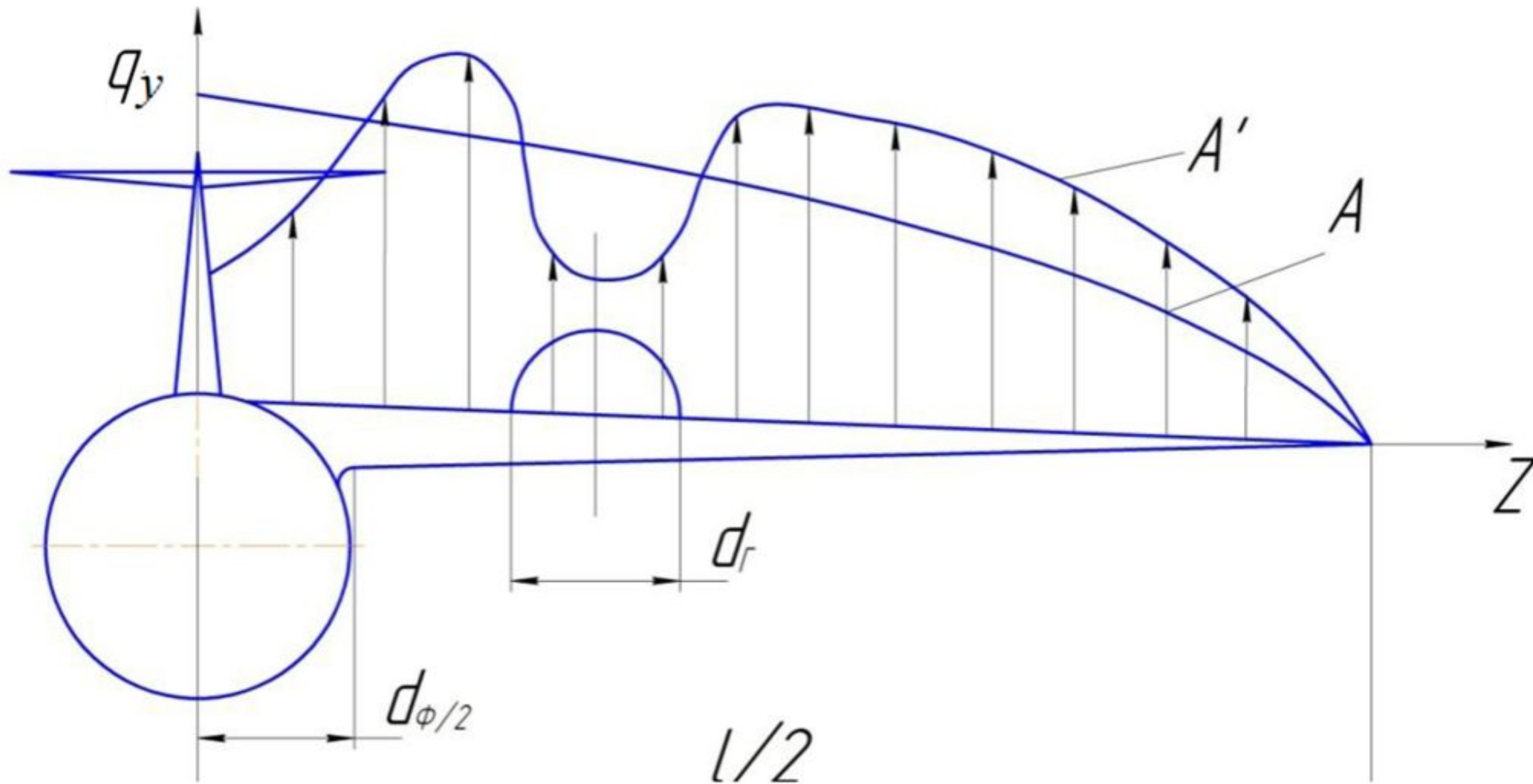
где  $\chi$  – угол стреловидности по линии 1/4 хорд.





РАСПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И МАССОВЫХ НАГРУЗОК НА КРЫЛО





Влияние фюзеляжа и гондол двигателей на распределение воздушной нагрузки крыла



## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ДАВЛЕНИЯ ПО СЕЧЕНИЯМ КРЫЛА

Точка приложения воздушной нагрузки в сечении крыла называется центром давления

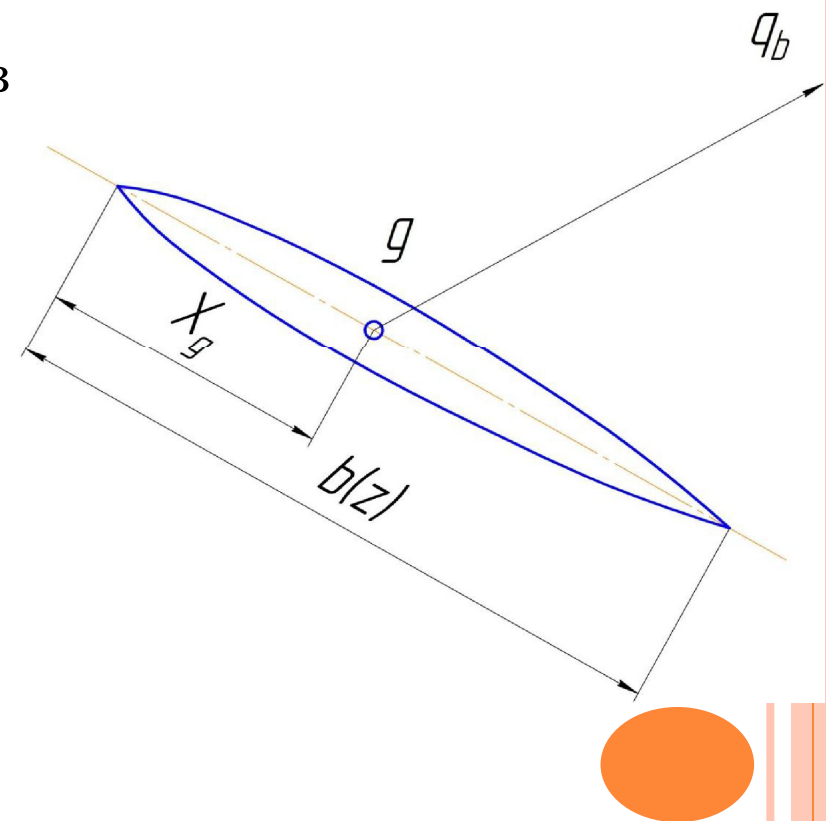
$$\bar{X}_D = \frac{X_D}{b(z)} = \left| \frac{\partial c_y}{\partial c_m} \right| - \frac{c_{m0}}{c_y^{кр}}, \text{ где } X_D \text{ – расстояние от носка профиля до центра давления;}$$

$\left| \frac{\partial c_y}{\partial c_m} \right|$  – абсолютное значение производной для профиля, берется из профильной характеристики;

$c_{m0}$  – коэффициент момента

Эти параметры могут задаваться в задании в качестве характеристик крыла (вернее профиля крыла) или определяются прототипом, а  $c_y^{кр}$  при  $c_y = 0$  либо определяется заданием, либо вычисляется по формуле

$$c_y^{кр} = n_{\varepsilon} \frac{G}{Sq}$$



## ПОСТРОЕНИЕ ЭПЮР ПЕРЕРЕЗЫВАЮЩИХ СИЛ И МОМЕНТОВ КРЫЛА

Для расчета крыла в отдельных его сечениях необходимо знать величину перерезывающей силы  $Q_y$ , изгибающего момента  $M_x$  и крутящего момента  $M_z$ .

С этой целью следует построить эпюры  $Q_y$ ,  $M_x$ ,  $M_z$  для крыла, как для двухопорной балки, нагруженной распределенными и сосредоточенными силами. Опорами крыла являются узлы его крепления к фюзеляжу.

Допустимо в качестве расчетной схемы принять консоль крыла здесь в виде балки, защемленной в плоскости симметрии самолета.

Для определения распределения перерезывающих сил  $Q_y$  и изгибающих моментов  $M_x$  необходимо вычислить значение интегралов

$$Q_y = \int_{L/2}^Z q(z) dz + \sum P_{agr} \quad \text{и} \quad M_x = \int_{L/2}^Z Q_y(z) dz$$

Дополнительно необходимо учитывать массовые силы от агрегатов находящихся на крыле.

Величина усилия в направлении перпендикулярном хорде вычисляется так

$P_i = f n_{\varepsilon} G_{agri} \frac{\cos(\theta - \alpha)}{\cos \vartheta}$ , где  $q$  – угол между вектором равнодействующей аэродинамических сил и вектором подъемной силы крыла –  $tg \theta = c_{xkk} / c_{ykk}$





Каждый агрегат дает в своем сечении скачок эпюры перерезывающих сил  $Q_y$  на величину  $P_i$ . Также каждый агрегат вносит поправку в эпюру изгибающих моментов  $M_x$ . Величина поправки

$$\Delta M_{хаагр} = P_i (Z_i - Z_{агр i}) ,$$

где  $Z_i$  – координата сечения;

$Z_{агр i}$  – координата агрегата.

Эпюра крутящих моментов  $M_z$  строится относительно оси жесткости крыла. Если ось жесткости не определена, то эпюра крутящих моментов строится относительно произвольной оси параллельной оси  $Z$ .

Предварительно строится эпюра погонных изгибающих моментов  $m_z$  
$$m_z = q_y a + q_{кр} c$$

где  $a$  – расстояние от оси центров давления до оси  $Z$ ;

$c$  – расстояние от оси центров тяжести до оси  $Z$ .

В целях сокращения вычислений можно приближенно принимать центр тяжести в следующих пределах:

- для прямого крыла  $x_T = (0,42 \dots 0,45) b$ ;
- для стреловидного крыла  $x_T = (0,38 \dots 0,42) b$ ;
- для треугольного крыла  $x_T = (0,40 \dots 0,44) b$ .

Для построения эпюры крутящих моментов необходимо вычислить интеграл

$$M_z = \int_{L/2}^Z m_z(z) dz$$

