



**САМАРСКИЙ** УНИВЕРСИТЕТ  
SAMARA UNIVERSITY

Методы определения нагрузок  
силовых элементов летательных  
аппаратов.

Выполнили:  
Студентки группы 1212-24.05.01D,  
Полякова Е.А., Доцанова А.Н.  
Руководитель:  
Сургутанова Ю.Н.

Самара 2020



К самолету, как летательному аппарату, предъявляются сложные, разнообразные и, зачастую, противоречивые требования, а именно:

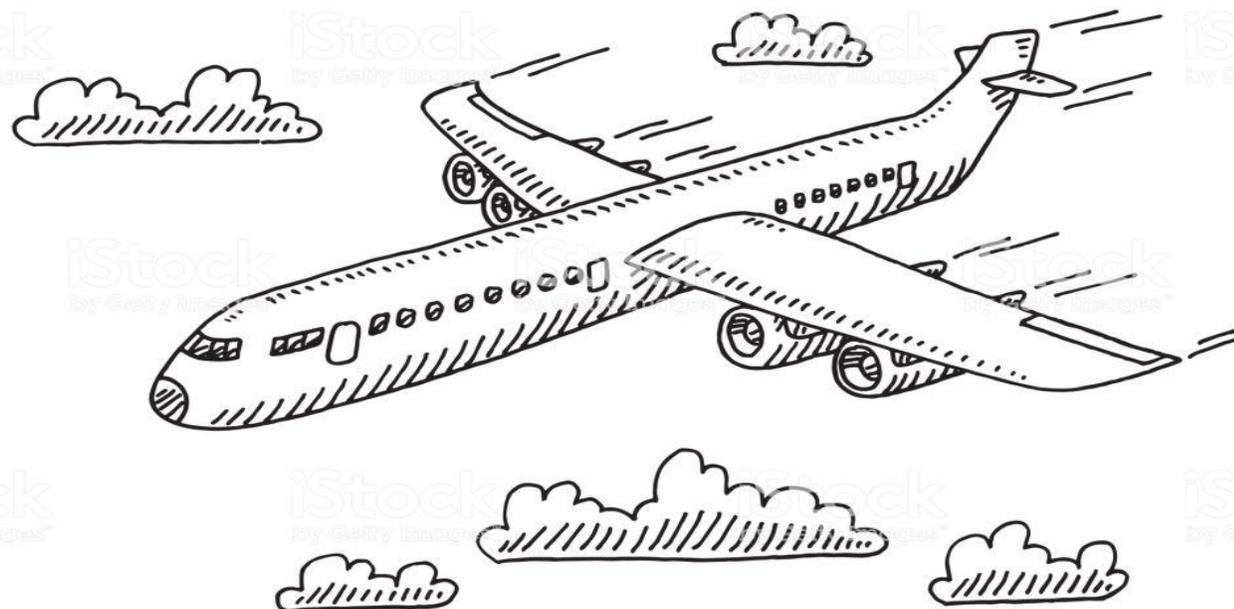
- аэродинамические (сводятся к выбору внешних форм и расположению агрегатов), позволяющие получить назначенные тактикотехнические характеристики при наименьших экономических затратах);
  - прочностные (способность воспринимать нагрузки при эксплуатации без разрушения);
  - надежности (способность воспринимать заданные функции в течение установленного времени);
- И многое другое.





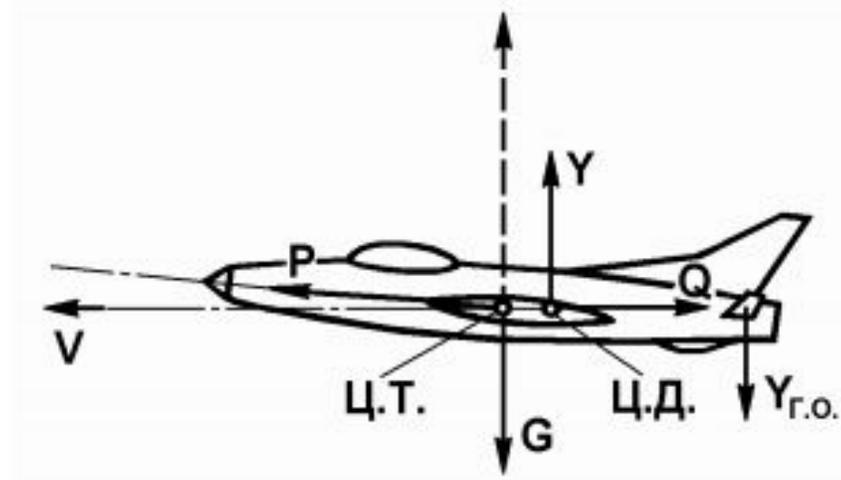
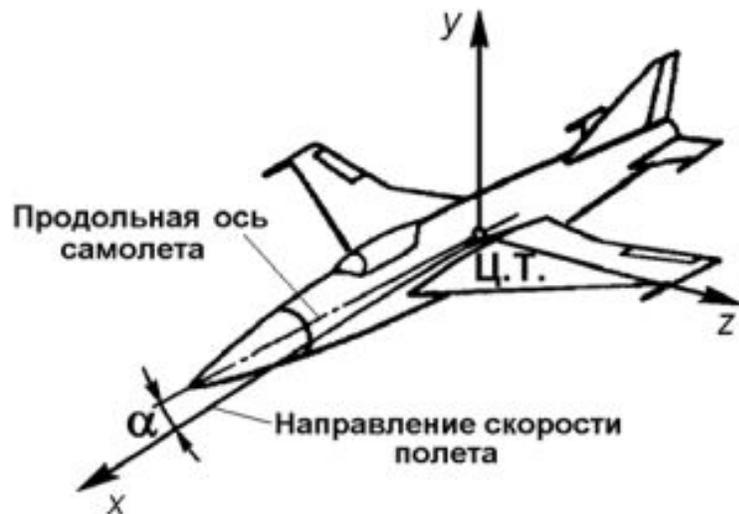
## ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Изучить методы определения нагрузок, действующие на летательные аппараты при различных режимах полета.





Все силы, действующие на самолет, можно объединить в две группы – поверхностные и массовые. К поверхностным силам относятся аэродинамические силы и сила тяги, а к массовым – сила тяжести и инерционные силы.



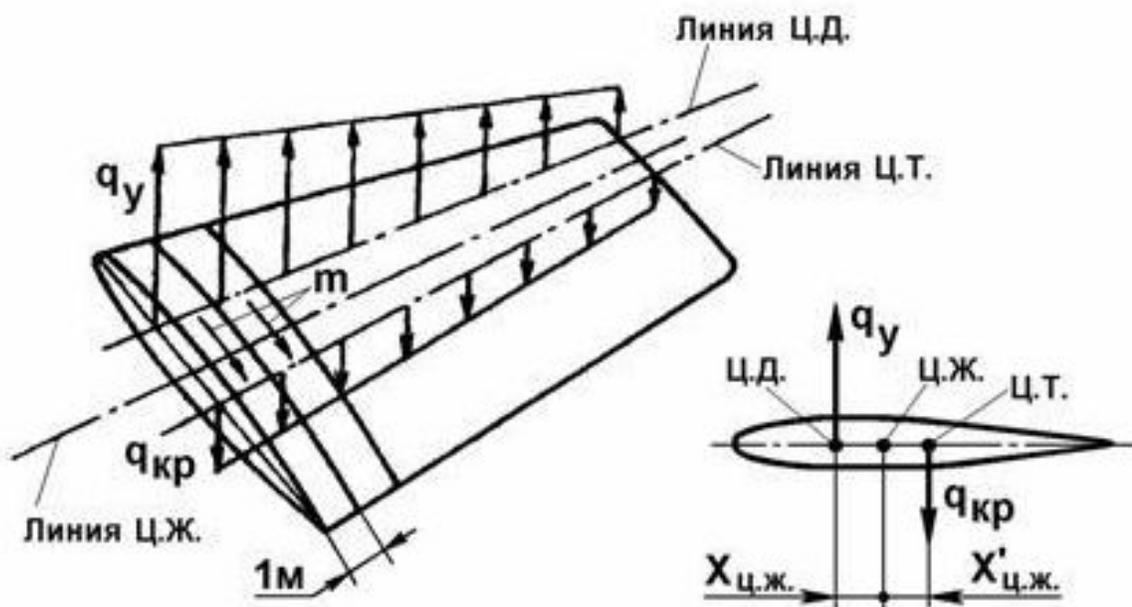


Нагрузки можно определить 2 способами:

- С помощью расчетов;
- Экспериментально в лабораторных условиях.

И уточняются в летательных испытаниях.





Величина расчетной (разрушающей) аэродинамической нагрузки, возникающей в результате взаимодействия крыла с воздушным потоком и являющийся распределенной, определяется по формуле

$$P_{\text{аэр}} = \gamma p = G \times n \times f,$$

Где:

$G$  – сила тяжести самолета;

$n$  – коэффициент эксплуатационной перегрузки;

$f$  – коэффициент безопасности.



Нагрузки от веса конструкции крыла можно приблизительно распределить по размаху пропорционально хордам крыла

$$q^p_{кр} = G_{кр} / S_{кр} * n_y^3 * f / S_{кр} * b_{сеч}$$

Где:

$G_{кр}$  — вес крыла.

В среднем относительная масса конструкции крыла —  $\tau_{кр} \approx 0,08...0,12$ , что составляет 30...40% массы конструкции самолета.

Массовые силы от веса топлива следует распределять в виде погонных нагрузок на длине тех участков, которые заняты под баки. Распределение нагрузок по сечениям производится пропорционально ширине бакового отсека.

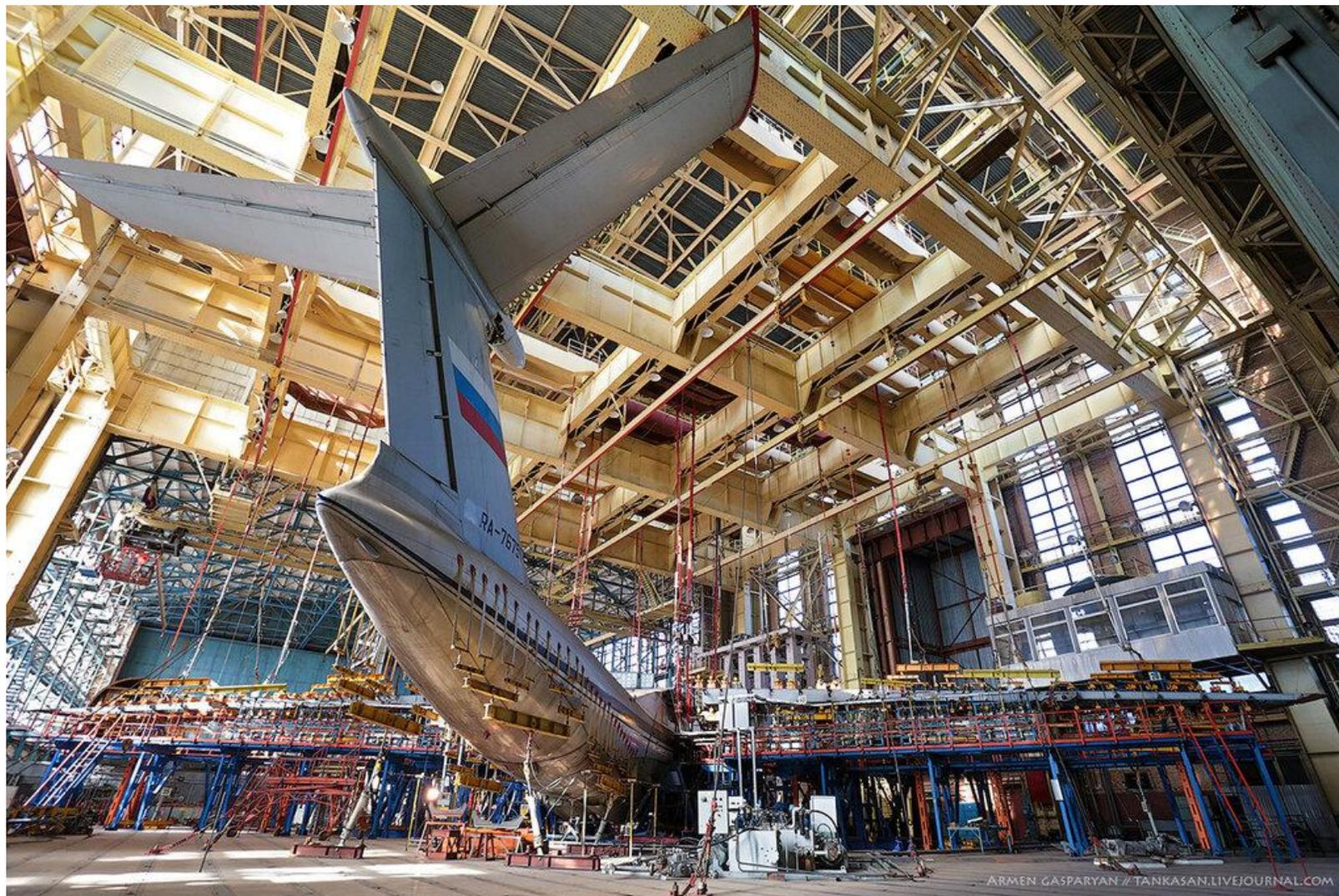
$$q^p_{Т} = G_{Т} / S_{кр} * n_y^3 * f / S_{б} * b_{сечб}$$

Где:

$S_{б}$  — площадь бака в плане.



Экспериментально нагрузку можно определить с помощью статического испытания. Оно заключается в том, что крылья самолета подвергаются нагрузке, воспринимаемой крылом и каждой его отдельной частью как в полете.





**САМАРСКИЙ** УНИВЕРСИТЕТ  
SAMARA UNIVERSITY

**БЛАГОДАРИМ  
ЗА ВНИМАНИЕ!**