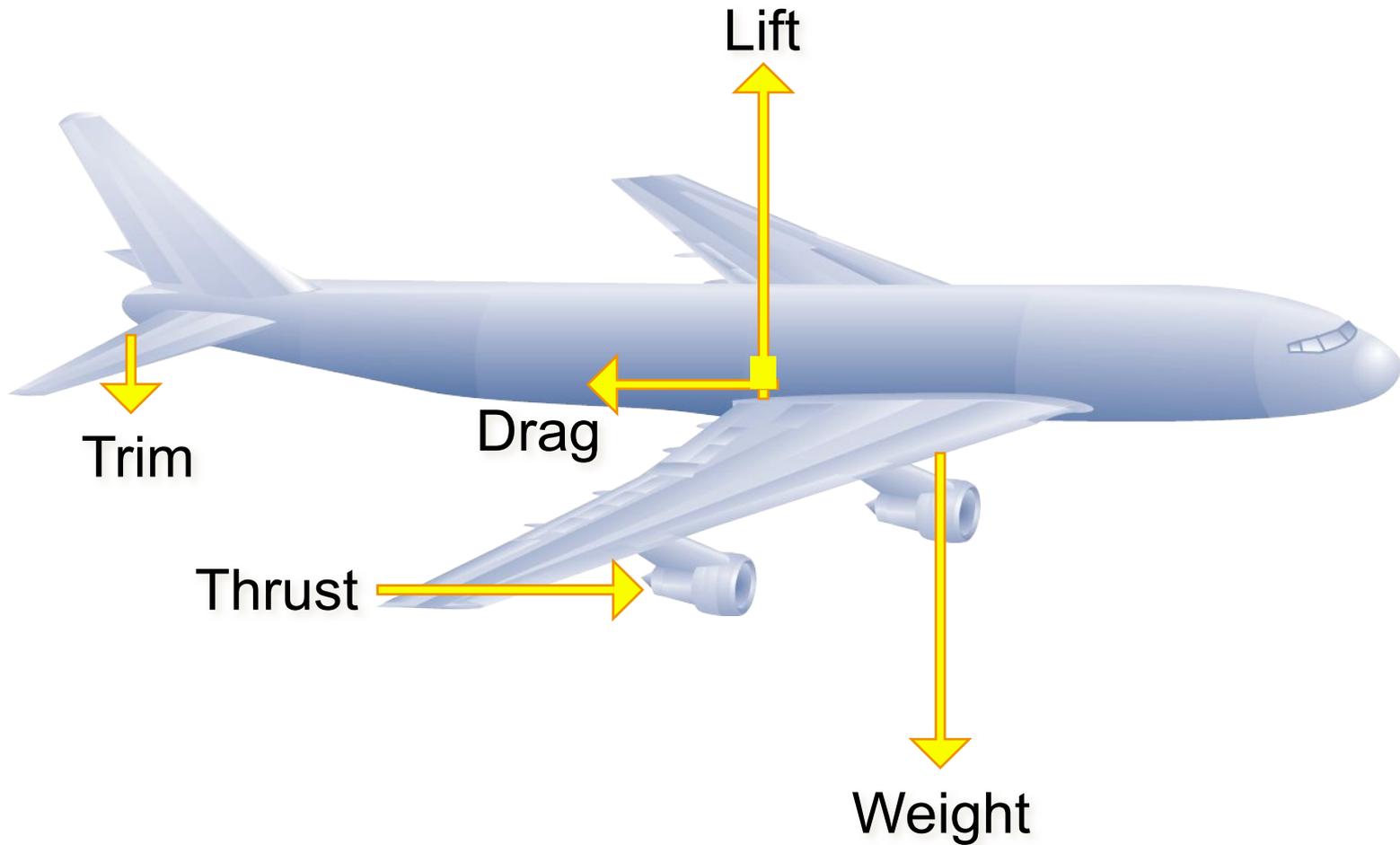
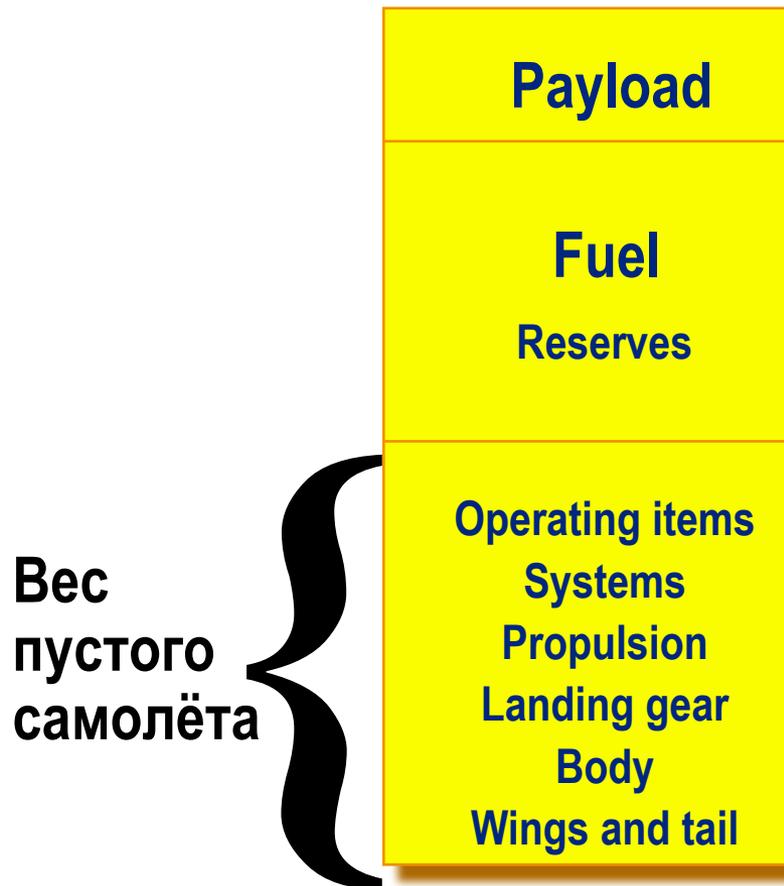


# Нормы прочности и нагрузки на конструкцию самолёта

# Basic Forces



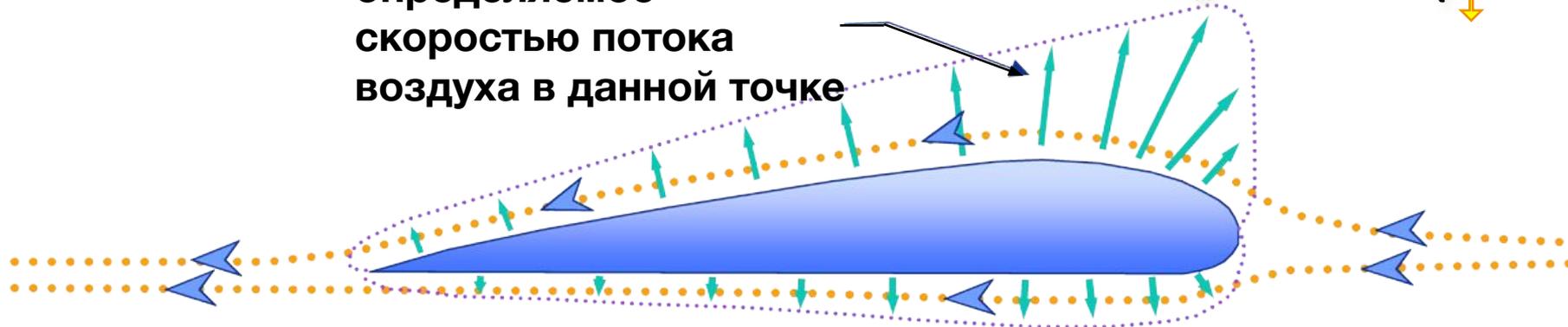
# Из чего состоит «вес»?



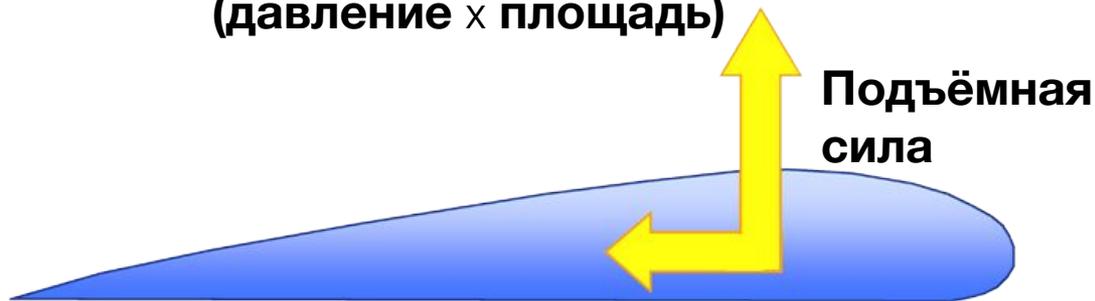
- Продукты, снаряжение
- Навигация, управление, жизнеобеспечение
- Генерация тяги для движения самолёта
- Поддержка самолёта на земле
- Объёмы для размещения нагрузки
- Создание подъёмной силы

# Как создаётся подъёмная сила?

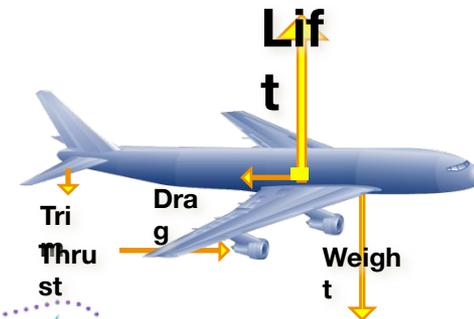
Местное давление, определяемое скоростью потока воздуха в данной точке



Превращается в подъёмную силу (давление  $\times$  площадь)



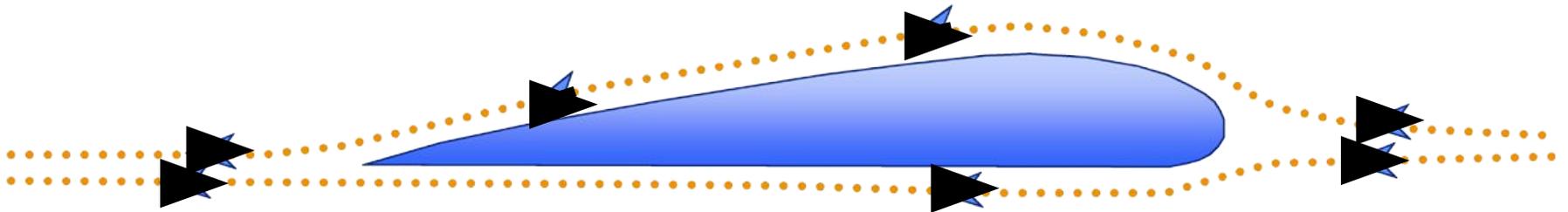
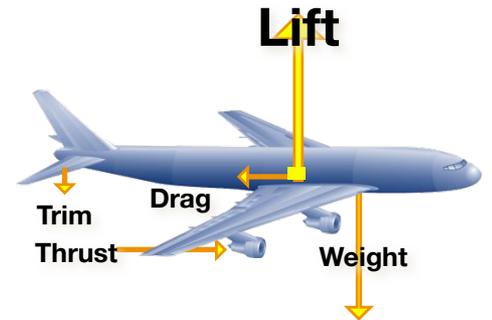
Аэродинамическое сопротивление



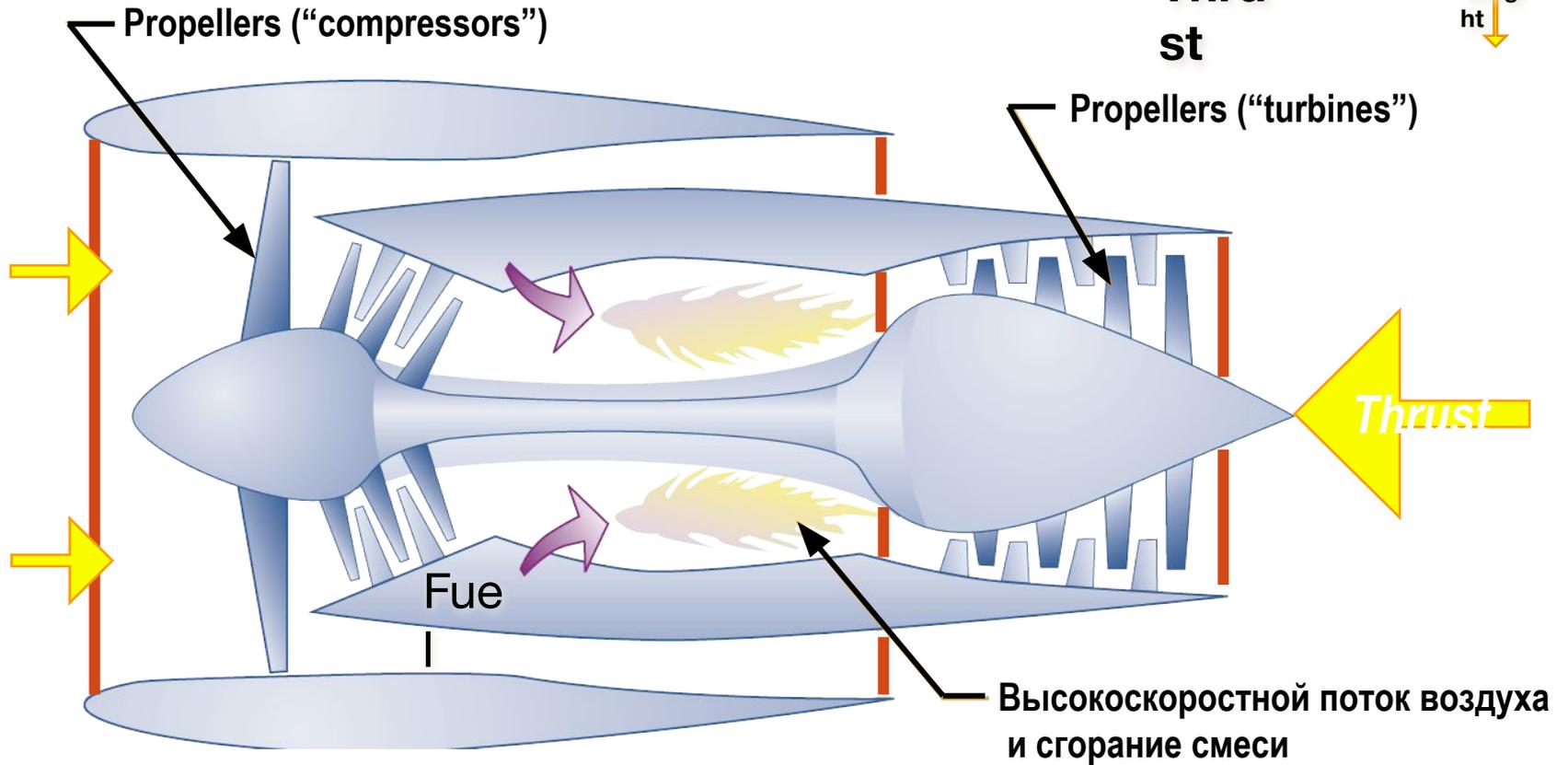
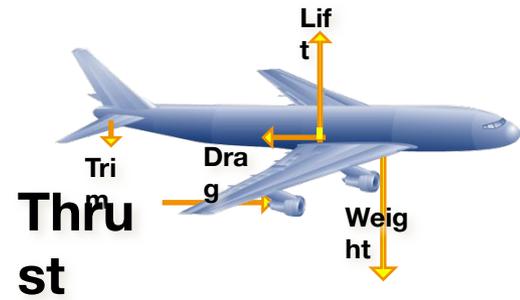
# Как создаётся подъёмная сила?

Бернулли:

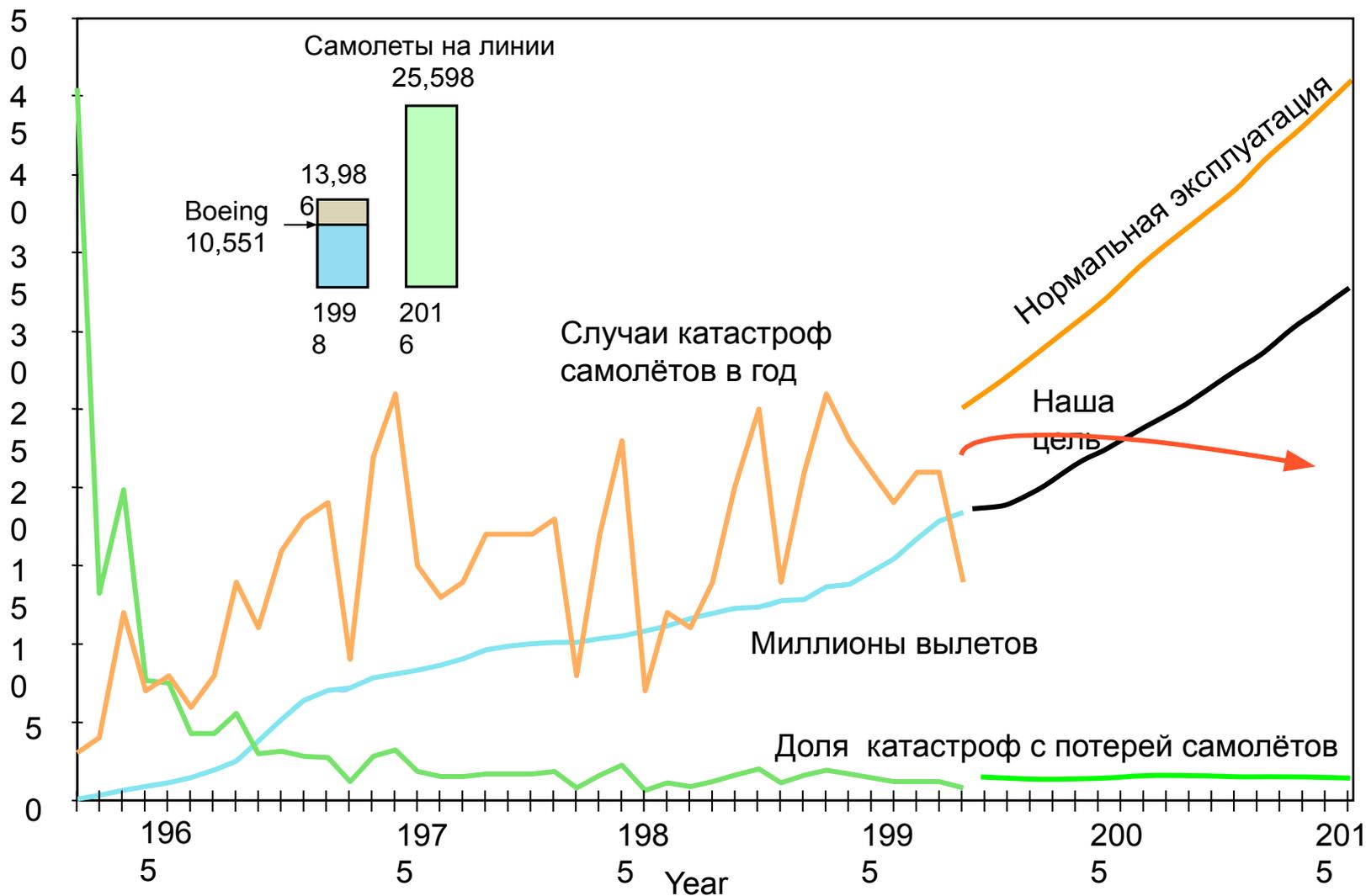
“Чем выше скорость потока воздуха у поверхности, тем меньше его давление на эту поверхность.”



# How Does a Jet Engine Produce Thrust?



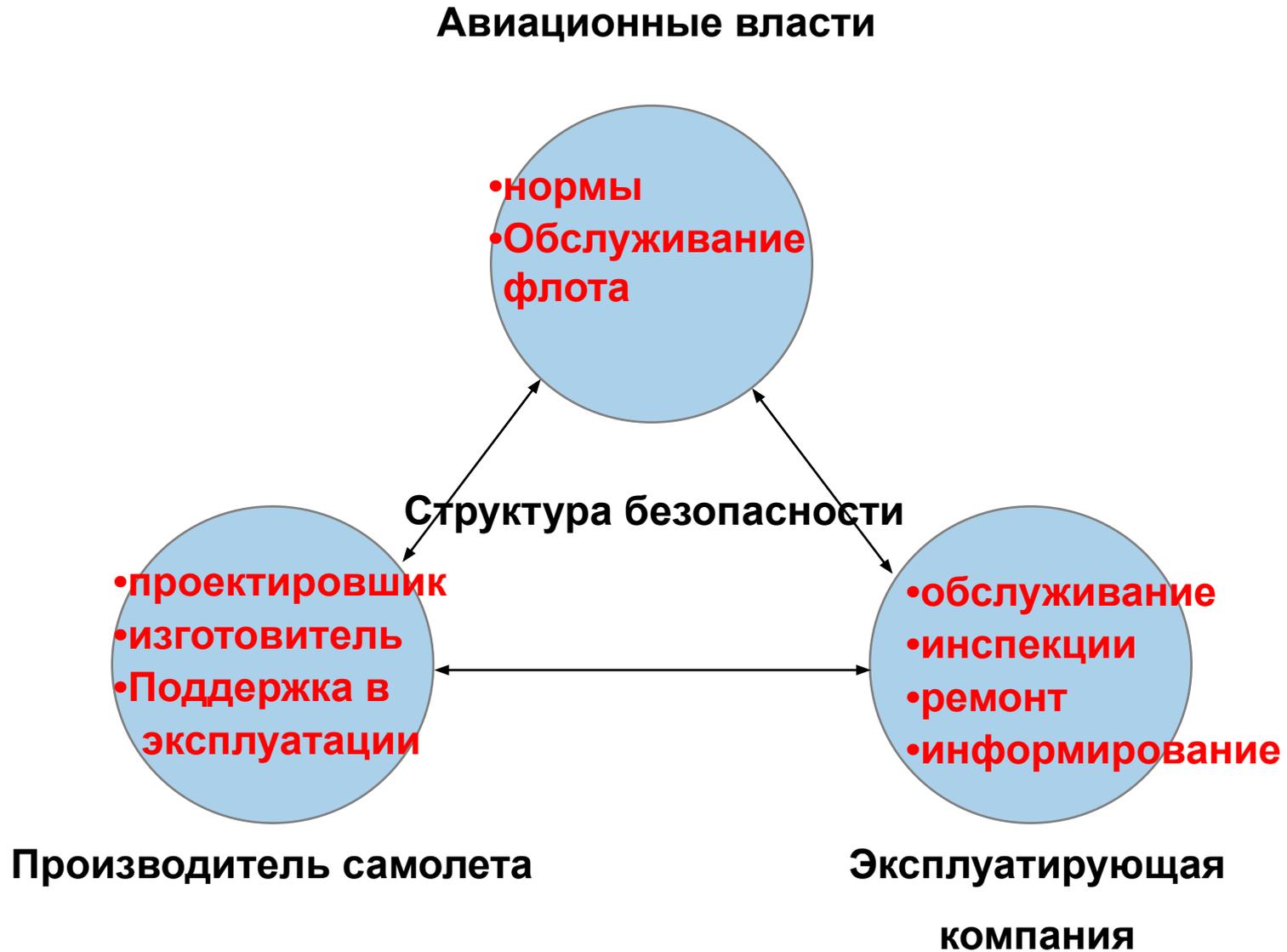
# Цели политики обеспечения безопасности



# Структура лётных происшествий



# Структура системы обеспечения безопасности



На первых шагах авиации новые самолеты создавались на основе подражания предшественникам. Не было проверенных методов расчета и испытаний, не было достаточно информации о внешних нагрузках на самолет. Всё это делало полеты крайне опасными. Так в 1910г. Во Франции 50% всех катастроф произошло из-за поломок силовых конструкций самолётов.

Поэтому начиная с 1911года делается попытка создать требования к прочности самолёта. В этом году состоялся Международный конгресс в Турине, на котором был поднят вопрос о необходимости испытаний на прочность. Во Франции в 1911 году была установлена расчетная перегрузка 3, а на следующий год она была увеличена до 3,5. В 1914 году она выросла до 4,5. В Германии также усиленно занимались исследованиями по прочности самолётов, что привело в 1918г. к созданию Норм прочности.

Уже во время войны наметились коэффициенты разрушающей перегрузки: для истребителей — 12, для разведчиков и учебных — 8, для самых больших самолетов 3-4.

В России в 1916г. комиссия под руководством Н.Е.Жуковского определили условия, которые необходимо было учитывать при определении прочности самолётов.

в 1925г. введены "Временные русские нормы прочности". В 1926г. изданы труды ЦАГИ "Нормы прочности самолетов при статических испытаниях".

В 1936-37 годах была проведена коренная перестройка норм. Было введено понятие эксплуатационной нагрузки и коэффициента безопасности.

Методы строительной механики позволяют более или менее правильно определить распределение внутренних усилий в конструкции самолёта. Задача Норм прочности определить требования к прочности самолёта, определить нагрузки на самолёт, условия и ограничения по эксплуатации самолёта. В виде особых расчетных случаев рассматриваются такие явления, как воздействие на самолёт беспокойного воздуха, маневров с отклонением рулей и элеронов, полет с отклоненной механизацией крыла, посадка на воду и многие другие случаи, которые охватывают все возможные воздействия на конструкцию самолета. Это с точки зрения прочности. Но в Нормах регламентируются и другие характеристики, относящиеся к безопасности пассажиров и экипажа такие, как шаг и ширина кресел, их прочность, размеры люков и дверей, система кондиционирования воздуха и многое, многое другое.

Современные нормы прочности превратились из совокупности ряда положений и правил, опирающихся в основном только на опытные данные в инженерную дисциплину, опирающуюся на теоретические и экспериментальные методы механики вообще и её новых разделов аэродинамики и динамики полета самолета в частности.

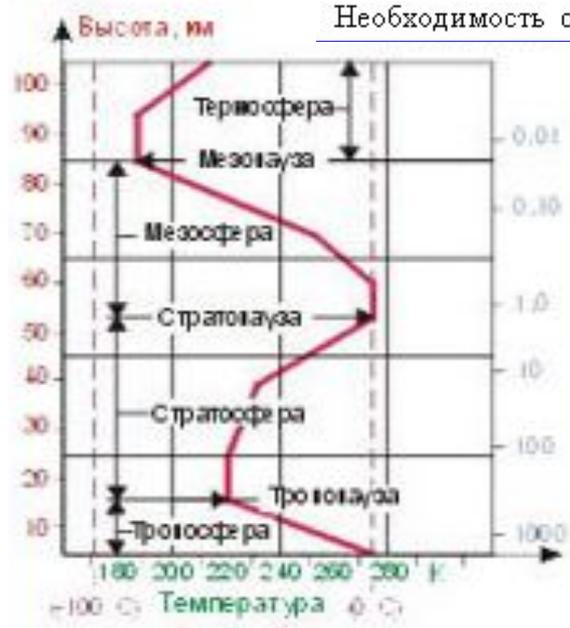
Еще не так давно в Нормах прочности давались формулы для определения нагрузок на некоторые агрегаты и давались законы распределения аэродинамических нагрузок. Однако уже в 1973 году произошло революционное изменение Норм. Во-первых они превратились из норм прочности в Нормы Летной годности и нормы прочности на сегодняшний день являются одним из разделов авиационных правил. Во-вторых для определения величины нагрузок и их распределения в нынешних нормах рекомендуется использовать результаты продувок аэродинамических моделей. Существенную информацию содержат в себе так называемые МОСы – методы определения соответствия. Их объем намного превышает сам исходный документ – Нормы. В них дается обширная конкретная информация, которая позволяет определить то или иное качество самолета и подтвердить соответствие предъявляемым в Нормах требованиям.

Нормы прочности делят самолёты на три класса:

- маневренные самолеты (истребители, спортивные). Значения  $n_{y\max}^э$  определяются требованиями маневренности и ограничиваются возможностями летчика.  $n_{y\max}^э = 8...9$ .
- ограниченно маневренные самолеты (фронтовые бомбардировщики, штурмовики, тактические разведчики).  $n_{y\max}^э = 4...6$
- неманевренные самолеты большой дальности и грузоподъемности (военно-транспортные самолёты, дальние бомбардировщики, разведчики, пассажирские самолёты).  
Для этого класса самолетов определяющими являются нагрузки в болтанку.

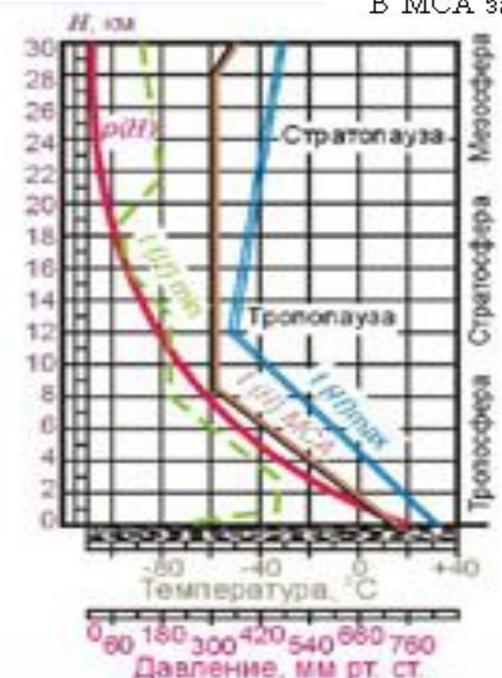
$$n_{y\max}^э = 2,5...3,5$$

### 3.2.2. Международная стандартная атмосфера (МСА)



Сравнительно тонкие слои атмосферы, толщина которых измеряется десятками и сотнями метров, отделяющие друг от друга основные слои атмосферы, называются соответственно **тропопаузой**, **стратопаузой**, **мезопаузой**. Единая для всех государств международная стандартная атмосфера – условная атмосфера, в которой распределение давления по высоте в поле силы тяжести получается при определенных предположениях о распределении температуры по вертикали из

В МСА за начало отсчета высоты принят уровень Мирового океана при следующих нормальных



Подробные таблицы параметров стандартной атмосферы приводятся в литературе. В специальном математическом обеспечении ЭВМ есть стандартные программы, позволяющие рассчитывать параметры МСА. Параметры МСА (изменение температуры и давления воздуха) для малых высот, на которых летают вертолеты и самолеты, приведены на рис. 3.6.

Здесь же приведены данные о распределении среднегодовых значений температуры  $t(H)_{\text{max}}$  и  $t(H)_{\text{min}}$

В первом приближении для тропосферы ( $H = 0 - 11 \text{ км}$ ) можно считать

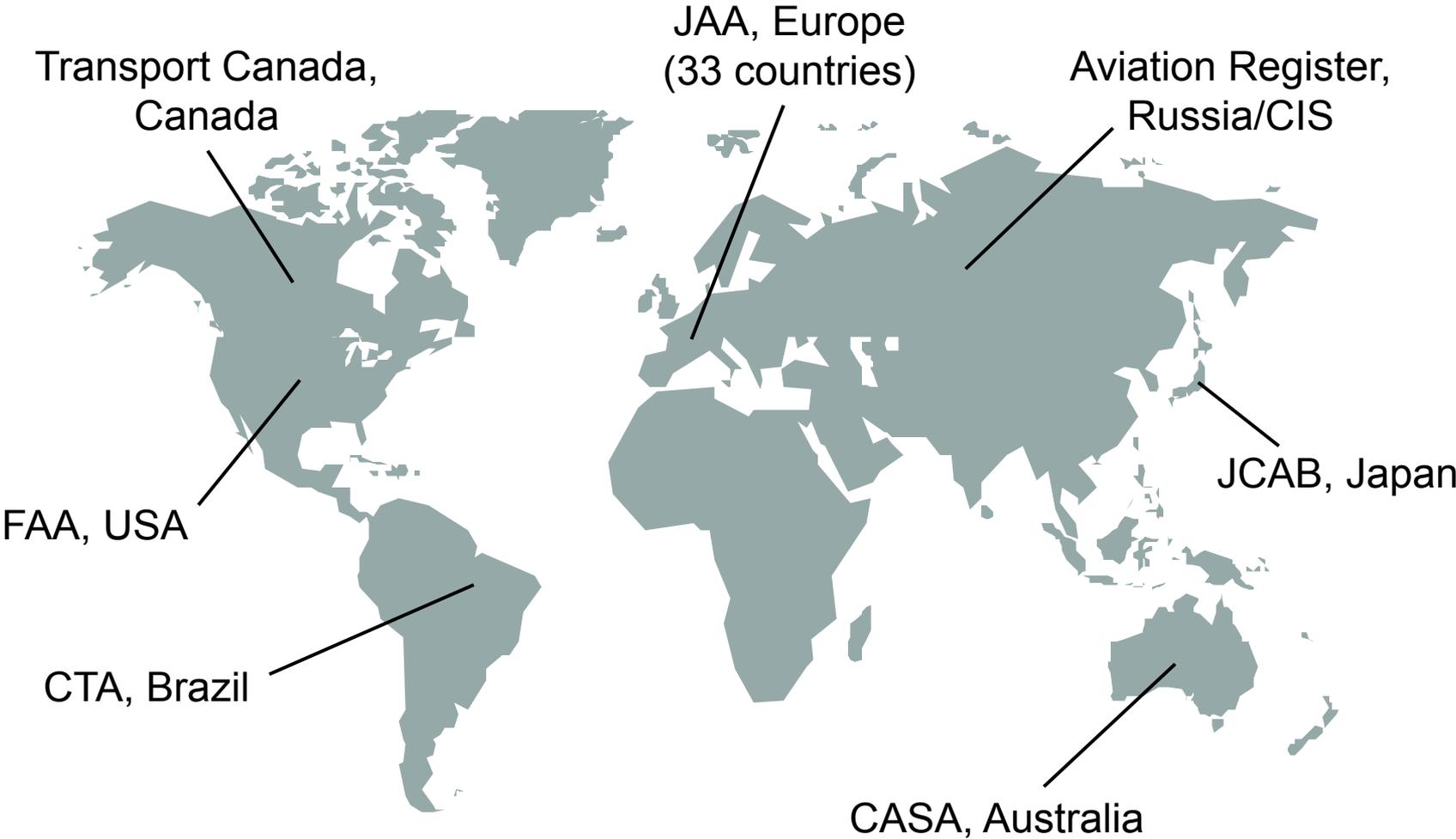
$$t_H = 15 - 6,5H; \quad a_H = a_0 - \frac{H}{0,25}; \quad \rho_H = \rho_0 \frac{20 - H}{20 + H}$$

# Нормы лётной годности АП25

НЛГС-это система и методы определения расчетных условий и критериев прочности ЛА.

В 1990году было признано целесообразным гармонизировать российские Нормы лётной годности с общемировыми требованиями по обеспечению прочности авиаконструкций. Тогда и были созданы АП25 -авиационные правила. Их номер соответствует названию американских Норм FAR25 и европейских JAR25. Числом 25 отмечены нормы для больших и средних самолетов. Для малой авиации имеются Нормы АП23. Структура российских Норм полностью соответствует американским. Существо Норм очень мало отличается от американских и европейских Поэтому сертификация самолета Ту-204СЕ по европейским Нормам прошла без больших затруднений.

# Certification and Continuing Airworthiness Is a Global Activity



# Federal Aviation Regulations (FAR) Contain Standards for the Design, Manufacture and Operation of Aviation Products

- *Procedures*

- **FAR 21, Certification Procedures for Products and Parts**
- FAR 183, Representatives of FAA (DER, DMIR, etc.)
- FAR 39, Airworthiness Directives

- *Design Standards*

- **FAR 25, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes**
- FAR 33, Airworthiness Standards: Aircraft Engines
- FAR 34, Emissions
- FAR 35, Airworthiness Standards: Propellers
- FAR 36, Noise

- *Operating Standards*

- FAR 91, General Operating and Flight Rules
- **FAR 121, Certification and Operations: Air Carriers and Commercial Operators of Large Aircraft**

## Раздел В - ПОЛЕТ

### ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

#### 25.21 Доказательство соответствия

- (a) Следует обеспечить соответствие каждому требованию данного раздела при всех возможных комбинациях веса и центровки самолета в пределах вариантов загрузки самолета, для которых запрашивается сертификат типа. Соответствие требованиям должно устанавливаться:
  - (1) Путем испытаний, проводимых на самолете, на который требуется получить сертификат типа, или по расчетам, основанным на результатах испытаний и равным им по точности.
  - (2) Путем исследования каждой возможной комбинации веса и центровки, если это соответствие не может быть логически выведено из обследованных комбинаций.
- (c) Управляемость, устойчивость, балансировка и характеристики сваливания самолета должны быть показаны для всего диапазона высот вплоть до максимальной высоты, возможной в условиях эксплуатации.
- (d) Параметры, критические для проводимых испытаний, такие как вес, загрузка, центровка и моменты инерции, воздушная скорость, тяга двигателей и ветер, должны в летных испытаниях выдерживаться в пределах приемлемых допусков
- (e) Если соответствие требованиям к летным характеристикам самолета зависит от системы улучшения устойчивости самолета или от любого другого автоматического устройства или устройства с силовым приводом, то должно быть доказано соответствие параграфам 25.671 и 25.672.

## 25.303. Коэффициент безопасности

- *Для самолетов, оборудованных системами, которые непосредственно или в результате отказа или неисправности влияют на характеристики прочности, должно быть принято во внимание влияние этих систем и их отказов при доказательстве соответствия с требованиями разделов С и D. Допускается снижение коэффициента безопасности и запаса по скорости при низкой вероятности отказа и малой продолжительности нахождения в отказном состоянии.*
- **25.303. Коэффициент безопасности**
- Если нет других указаний, коэффициент безопасности принимается равным 1,5. На него умножаются заданные эксплуатационные нагрузки, которые рассматриваются как внешние нагрузки на конструкцию. Если условия нагружения определены через расчетные нагрузки, умножать на коэффициент безопасности не следует, если не указано иное.

## Максимальные эксплуатационные нагрузки

Эти нагрузки встречаются редко, но всё же в таких количествах, которое заставляет обеспечивать отсутствие остаточных деформаций должным коэффициентом безопасности. Количественно они зависят от множества факторов, которые определяются как характеристиками самолёта, так и внешними условиями в их случайном сочетании с практикой эксплуатации в данной стране, регионе, в данных условиях с данным бортовым оборудованием.

Задача определения предельных эксплуатационных нагрузок решается на основе статистической обработки всего опыта эксплуатации всех самолетов мира за всё время существования авиации.

Для пассажирских самолётов выполняется вероятностный подход - вероятность появления максимальной эксплуатационной нагрузки принимается одна миллиардная от времени налета в часах. Эта величина является экономической категорией, т.к. если мы будем проектировать на более редкие случаи с увеличенной нагрузкой, то вес самолёта возрастет и затраты на эксплуатацию тоже возрастут. В качестве критерия в поиске компромисса выступает стоимость Человеческой жизни.

С точки зрения общего ресурса конструкции самолёта, определяемого выносливостью решающее значение имеют нагрузки малых флуктуаций с большой частотой повторения. В этом отношении использование статистически накопленных результатов позволяет получить достаточно обоснованный результат.

## 25.305. Прочность и деформация

- (a) Конструкция должна выдерживать эксплуатационные нагрузки без появления опасных остаточных деформаций. При всех нагрузках, вплоть до эксплуатационных, деформации конструкции не должны влиять на безопасность эксплуатации.
- (b) Конструкция должна выдерживать расчетные нагрузки без разрушения в течение не менее трех секунд.
- Статические испытания, проводимые до расчетной нагрузки, должны включать в себя перемещения и деформации от действия этой нагрузки.

# прочности

- (а) Соответствие требованиям к прочности и деформациям, приведенным в настоящем разделе, должно быть показано для каждого критического случая нагружения.
- Подтверждение прочности конструкции только расчетами допускается лишь в том случае, если данная конструкция соответствует тем конструкциям, для которых, как показал опыт, примененный метод расчета является надежным.
- *В остальных случаях должны проводиться подтверждающие статические испытания. Эти испытания должны проводиться до расчетных значений нагрузок, если с Компетентным органом не будет согласовано, что в каждом конкретном случае можно испытаниями до меньших нагрузок получить эквивалентное подтверждение достаточной прочности.*

## 25.365. Нагружение герметических кабин

Для самолетов с одним или более герметических отсеков, следует иметь в виду:

- (a) Конструкция самолета должна быть достаточно прочной, чтобы выдерживать полетные нагрузки в сочетании с нагрузками от перепада давлений от нуля до максимальной величины, допускаемой установкой редукционного клапана.
- (b) Следует учитывать распределение наружного давления в полете, концентрации напряжений и влияние усталости.
- (c) Если разрешается производить посадку при наличии наддува в кабинах, нагрузки при посадке должны рассматриваться в сочетании с нагрузками от перепада давлений от нуля до максимальной величины, допускаемой при посадке.

(d) Конструкция самолета должна быть достаточно прочной, чтобы выдержать нагрузки от максимального перепада давлений, допускаемого установкой редукционного клапана, умноженного на коэффициент 1,33 для самолетов, предназначенных для эксплуатации до высот 13700 м, и на 1,67 для самолетов, предназначенных для эксплуатации на высотах более 13700 м, при этом остальные нагрузки не учитываются.

(e) Каждая конструкция, а также ее составные компоненты или части, находящиеся внутри или снаружи герметического отсека, повреждение которых может повлиять на продолжение безопасного полета или посадку, должны быть рассчитаны так, чтобы на любой высоте полета выдерживать воздействие внезапного сброса давления через отверстие в любом отсеке вследствие любого из следующих условий:

### 25.393. Нагрузки, параллельные оси шарниров

(a) Поверхности управления и кронштейны крепления шарниров должны быть рассчитаны на инерционные нагрузки, действующие параллельно оси шарниров.

(b) При отсутствии более точных данных инерционные нагрузки можно принять равными  $K \cdot G$ , где

- (1)  $K=24$  - для вертикальных поверхностей;
- (2)  $K=12$  - для горизонтальных поверхностей; и
- (3)  $G$  - вес отклоняющейся поверхности.

### 25.397. Нагрузки на систему управления

(a) **Общие требования.** Предполагается, что эксплуатационные усилия, которые приведены в пункте (c) данного параграфа, прикладываются пилотом к соответствующим ручкам управления или педалям так, как это бывает в нормальной эксплуатации, и уравниваются в узле крепления системы управления к кабанчику поверхности управления.

(b) **Нагрузки от усилий пилота.** Аэродинамические нагрузки на отклоняющиеся поверхности управления и соответствующие им углы отклонения этих поверхностей не должны превышать нагрузок и углов, которые возникают в полете в результате приложения пилотом усилий, указанных в пункте (c) данного параграфа.

(c) **Эксплуатационные усилия и моменты, прикладываемые пилотом.** Эксплуатационные усилия и моменты,

| Органы управления          | Эксплуатационные усилия или моменты |
|----------------------------|-------------------------------------|
| Элероны:                   |                                     |
| ручка управления           | 45 кгс                              |
| штурвал*                   | 36D кгс·м**                         |
| Руль высоты:               |                                     |
| ручка управления           | 113 кгс                             |
| штурвал (симметрично)      | 136 кгс                             |
| штурвал (несимметрично)*** | 78 кгс                              |
| Руль направления           | 136 кгс                             |

## 25.405. Вспомогательная система управления

Вспомогательные системы управления такие, как управление тормозами колес, интерцепторами, триммерами, *двигателями* должны быть рассчитаны на вероятные максимальные усилия, которые пилот может приложить к органам управления этих систем. Можно использовать следующие данные:

Эксплуатационные усилия от пилота

| Управление                                      | Эксплуатационные усилия  |
|---|--|
| Различные:<br>рукоятки, штурвалы<br>или рычаги* | $(1+0,39R)$ 7,6 кгс (R-радиус, см), не менее<br>32,5 кгс и не более 68 кгс<br>(применительно к любому углу в пределах $20^\circ$ в плоскости вращения органа управления) |
| Кручение  | 153,3 кгс·см   |
| Возвратно –<br>поступательное<br>движение       | Выбирается Заявителем  |

\*Относится к системам управления механизацией крыла, триммерами, стабилизатором, интерцепторами и шасси.

*Для проверки прочности элементов систем управления двигателем, кранами и другими агрегатами, управляемыми малыми рукоятками, эксплуатационное усилие от руки для этих рукояток берется не меньше 20 кгс.*

### 25.415. Условия нагружения от действия ветра на земле

(а) Необходимо обеспечить прочность системы управления на нагрузки, возникающие на поверхностях управления от действия ветра при стоянке и рулении с попутным ветром:

(1) Часть проводки управления, расположенная между упорами у поверхностей управления и органами в кабине, должна быть рассчитана на нагрузки, соответствующие эксплуатационным шарнирным моментам  $M_{ш}$  пункта (а)(2) данного параграфа. Не требуется, чтобы эти нагрузки превышали:

(i) нагрузок, которые определяются эксплуатационными усилиями пилота, указанными в 25.397(с) для каждого пилота в отдельности, или

(ii) 0,75 этих эксплуатационных нагрузок для каждого пилота при действии обоих пилотов в одном направлении.

(2) Упоры системы управления вблизи поверхностей управления, стопоры системы управления, а также кабанчики поверхностей управления и части системы (если они имеются) между этими упорами, стопорами и кабанчиками должны быть рассчитаны на эксплуатационные шарнирные моменты  $M_{ш}$ , определяемые по формуле:

$$M_{ш} = 0,0625K V^2 b \cdot S, \text{ где}$$

$M_{ш}$  - шарнирный момент, кгс·м;

$V$  - скорость ветра, 40 м/с;

$K$  - эксплуатационное значение коэффициента шарнирного момента от действия ветра на земле, приведенное в пункте (б) данного параграфа.

$b$  - средняя хорда поверхности управления за осью вращения, м;

$S$  - площадь поверхности управления за осью вращения, м<sup>2</sup>;

(б) Эксплуатационное значение коэффициента шарнирного момента  $K$  от действия ветра на земле определяется так:

| Поверхность          | $K$    | Положение органов управления                        |
|----------------------|--------|---|
| (а) Элерон           | 0,75   | Колонка управления в среднем положении.             |
| (б) Элерон           | ±0,50* | Элероны отклонены на максимальный угол.             |
| (с) Руль высоты      | ±0,75* | (с) Руль высоты отклонен вниз на максимальный угол  |
| (d) Руль высоты      | ±0,75* | (d) Руль высоты отклонен вверх на максимальный угол |
| (е) Руль направления | 0,75   | (е) Руль направления в нейтральном положении.       |
| (f) Руль направления | 0,75   | (f) Руль направления отклонен на максимальный угол. |

Положительное значение  $K$  указывает на момент, стремящийся опустить поверхность

## **УСЛОВИЯ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ**

### **25.561. Общие положения**

(а) Конструкция самолета должна быть такой, чтобы даже при повреждении самолета в приведенных ниже условиях аварийной посадки на землю или на воду обеспечить безопасность всех пассажиров и членов экипажа.

(б) Конструкция самолета должна быть такой, чтобы у пассажиров и членов экипажа имелась реальная возможность избежать серьезных ранений при аварийной посадке с незначительными разрушениями, когда:

(1) Правильно используются кресла, привязные ремни и другие средства обеспечения безопасности;

(2) Шасси убрано (когда это возможно) и

(3) На пассажиров и членов экипажа действуют отдельно относительно окружающей конструкции расчетные инерционные силы, соответствующие ускорениям:

(i) Вверх 3,0g;

(ii) Вперед 9,0g;

(iii) В сторону 3,0g для планера и 4,0g для кресел и их креплений;

(iv) Вниз 6,0g;

(v) Назад 1,5g.

(с) Для оборудования, грузов в пассажирской кабине и любых других больших масс принимается следующее:

(1) эти массы должны располагаться так, чтобы они при их отрыве:

(i) не причиняли непосредственное ранение пассажирам и членам экипажа;

(ii) не пробивали топливные баки или трубопроводы или приводили к пожару

или взрыву из-за разрушения близко расположенных систем;

(iii) не блокировали какие-либо спасательные средства, предназначенные для использования при аварийной посадке.

(2) Если такое размещение невозможно (например, двигатель и ВСУ расположены в фюзеляже), каждая такая масса *и узлы ее крепления* должны выдерживать нагрузки вплоть до приведённых в (b)(3) данного параграфа.

Местная прочность узлов крепления этих масс должна быть *также* обеспечена

на нагрузки в 1,33 раза большие, если они подвержены значительному износу при частых перестановках (например, быстро сменяемые предметы интерьера).

(d) Кресла и отдельные массы (и их опорная конструкция) под действием нагрузок вплоть до указанных в (b)(3) данного параграфа не должны деформироваться, чтобы это создавало помехи последующей быстрой эвакуации пассажиров и экипажа.

АП25-571. Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности (а)  
**Общие положения** .Оценка прочности, уровня проектирования и качества производства должна показать, что *аварийной или катастрофической ситуации* из-за усталости, коррозии, дефектов производства или случайного повреждения можно избежать в течении всего времени эксплуатации самолета.

## МОС к АП25.571

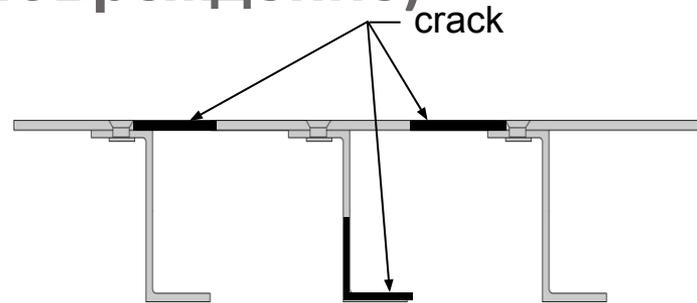
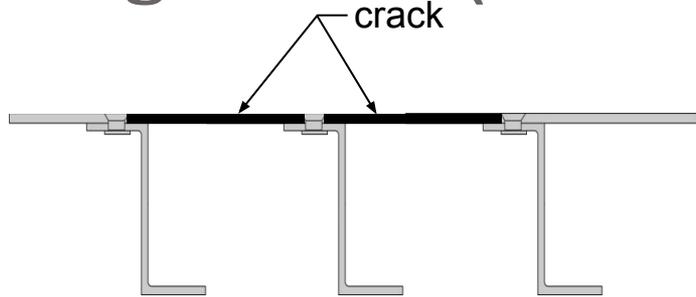
В тексте МОС к АП 25.571 (Приложение 2) приоритеты обозначены еще более конкретно: на первое место по значимости поставлены прямые натурные испытания, на второе — пересчет результатов испытаний на другие критические места этой же натурной конструкции, и, наконец, на третье — результаты расчета.

МОС к АП 25.571 — это результат длительной и кропотливой работы специалистов авиационной промышленности и гражданской авиации России и других государств СНГ. При их разработке была принята во внимание и проблема гармонизации сложившейся отечественной практики с общепринятой мировой. Наиболее сложным в этом отношении был вопрос о дальнейшем применении принципа поэтапного установления и продления назначенных ресурсов и сроков службы. Использование этого принципа в отечественных условиях обеспечивает необходимый уровень безопасности. Вместе с тем предусмотрена возможность использования и других методов обеспечения безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации, в том числе и принятых в мировой практике, без установления назначенных ресурсов и сроков службы.

# Design Approach

Fail-safe(безопасное разрушение)

Damage tolerant(безопасное повреждение)



Многопутная передача нагрузки

Способность воспринимать заданную Нормами нагрузку при частичном или полном разрушении элементов при наличии трещин в соседних элементах или присоединенных деталях

Программы инспекции, позволяющие найти и выполнить ремонт повреждения прежде, чем прочность конструкции станет меньше требуемой нормами; определяется расчётом или испытаниями.

## **25.625 Коэффициенты безопасности для стыковочных узлов (фитингов)**

Для всех стыковочных узлов (детали, используемые для соединения одного элемента конструкции с другим) должны соблюдаться следующие условия:

(а) Для всех стыковочных узлов (фитингов), прочность которых не доказана испытаниями на эксплуатационную и расчетную нагрузки, при которых фактические напряжения воспроизводятся в стыковочном узле и окружающей конструкции, коэффициент безопасности не менее 1,15, должен относиться:

- (1) Ко всем частям стыкового узла;
- (2) К деталям крепления; и
- (3) К местам соединения частей узла.

(б) Можно не применять коэффициент безопасности для стыкового узла:

(1) Для соединений, осуществленных по утвержденной методике и основанных на данных всесторонних испытаний (например, сплошные соединения металлической обшивки, сварные соединения и соединения деревянных частей в замок) или

(2) В отношении опорной поверхности, для которой используется бóльший специальный коэффициент.

(с) Для всех стыковых узлов, выполненных заодно с деталью, фитингом (стыковым узлом), считается часть всего узла до того места, где его сечение становится типичным для данного элемента конструкции.

(d) Для всех кресел, спальных мест и привязных ремней применяются коэффициенты безопасности стыковых узлов, приведенные в 25.785(f)(3).

# Виды нагрузок

- Аэродинамические нагрузки
- Нагрузки от тяги и вибраций двигателя
- Наземные нагрузки
- Акустические нагрузки
- Нагрузки при приводнении
- Случайные нагрузки от людей
- Ветровые нагрузки на стоянке

# Виды нагрузок на самолет

По величине

**Limit Load** Эксплуатационная нагрузка

Максимальная эксплуатационная нагрузка. Эта нагрузка нормируется сертифицирующими документами (FAR, JAR и их аналоги в других странах) и является максимальным значением, за всю историю флота. Нагрузку, которую конструкция самолета должна выдерживать без остаточных деформаций.

**Ultimate Load** Расчетная нагрузка

Нагрузка при которой конструкция самолета не должна разрушаться. Равна Limit Load умноженной на коэффициент безопасности (Safety Factor).

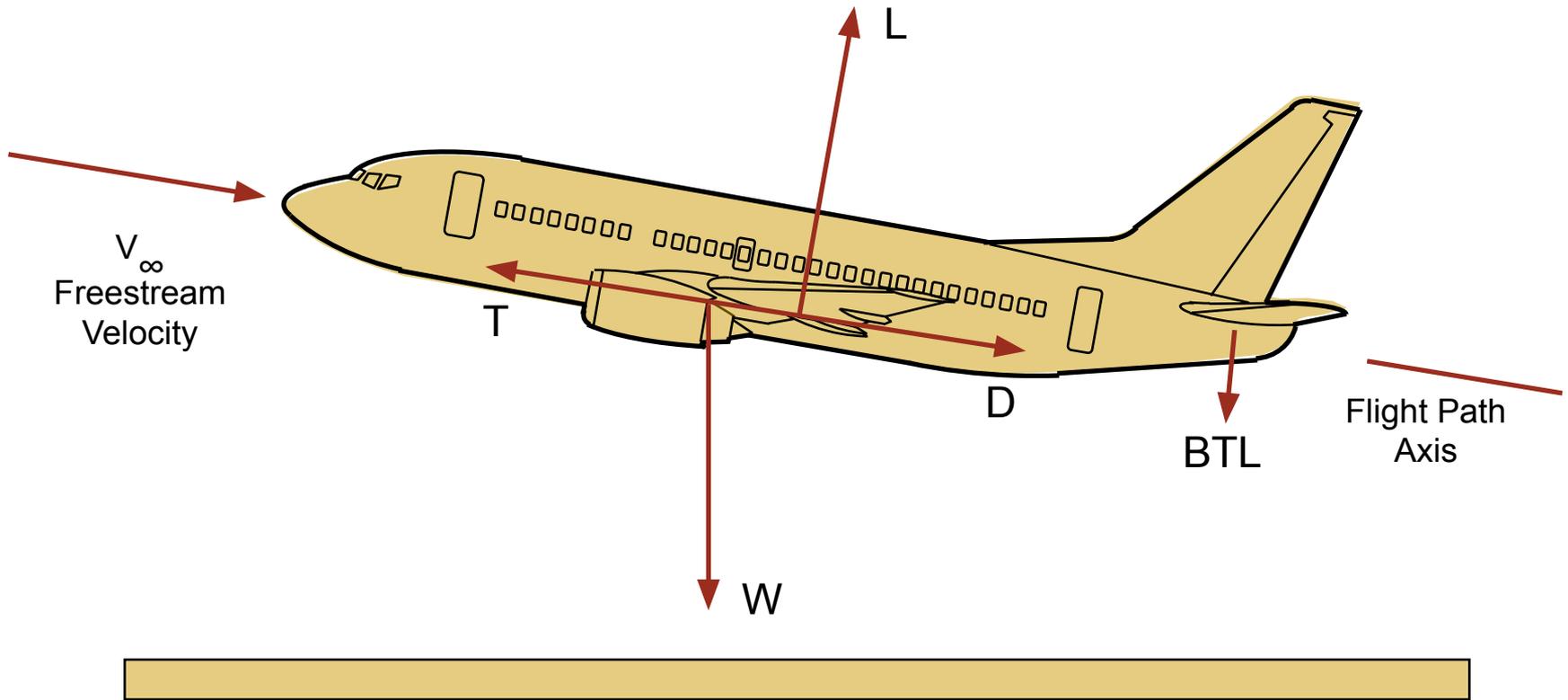
**Fail-safe Load** Эксплуатационная нагрузка при повреждениях

Нагрузка, которую должен выдерживать самолет с повреждениями, назначаемая сертифицирующими структурами. Обычно равна Limit Load.

**Operational Loads** Нагрузки типового полета

Профиль нагрузок, которые самолет испытывает в типовом полете. Получают из статистики эксплуатации данного типа самолетов.

# Airplane Forces Must Balance



## Максимальные эксплуатационные нагрузки

Эти нагрузки встречаются редко, но всё же в таких количествах, которое заставляет обеспечивать отсутствие остаточных деформаций должным коэффициентом безопасности. Количественно они зависят от множества факторов, которые определяются как характеристиками самолёта, так и внешними условиями в их случайном сочетании с практикой эксплуатации в данной стране, регионе, в данных условиях с данным бортовым оборудованием.

Задача определения предельных эксплуатационных нагрузок решается на основе статистической обработки всего опыта эксплуатации всех самолетов мира за всё время существования авиации.

Для пассажирских самолётов выполняется вероятностный подход - вероятность появления максимальной эксплуатационной нагрузки принимается одна миллиардная от времени налета в часах. Эта величина является экономической категорией, т.к. если мы будем проектировать на более редкие случаи с увеличенной нагрузкой, то вес самолёта возрастет и затраты на эксплуатацию тоже возрастут. В качестве критерия в поиске компромисса выступает стоимость Человеческой жизни.

С точки зрения общего ресурса конструкции самолёта, определяемого выносливостью решающее значение имеют нагрузки малых флуктуаций с большой частотой повторения. В этом отношении использование статистически накопленных результатов позволяет получить достаточно обоснованный результат.

## § 2. Понятие перегрузки

Коэффициентом перегрузки, или просто *перегрузкой*, называют отношение равнодействующей поверхностных сил к силе тяжести самолета:

$$\bar{n} = \frac{\bar{R}_0}{G}. \quad (1.2)$$

Перегрузка показывает, во сколько раз равнодействующая поверхностных (массовых) сил больше или меньше силы тяжести самолета.

Перегрузка — величина векторная. Ее направление совпадает с направлением равнодействующей поверхностных сил. На практике обычно пользуются не полной перегрузкой  $\bar{n}$ , а ее проекциями на оси поточной  $(x, y, z)$  или связанной  $(x_1, y_1, z_1)$  системы координат. Перегрузкой в данном направлении называют отношение проекции равнодействующей поверхностных сил на это направление к силе тяжести самолета. При этом

нормальная (поперечная) перегрузка  $n_y = \frac{R_y}{G}$ ;

тангенциальная (продольная) перегрузка  $n_x = \frac{R_x}{G}$ ;

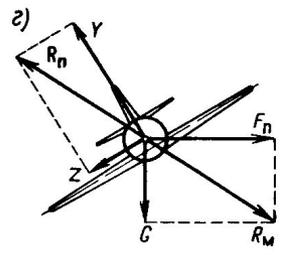
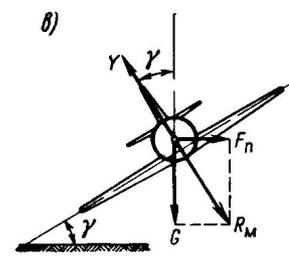
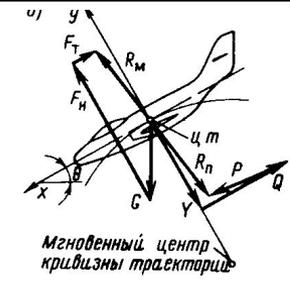
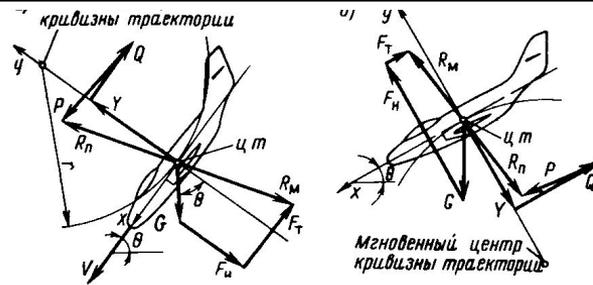
боковая перегрузка  $n_z = \frac{R_z}{G}$ .

Здесь  $R_x$ ,  $R_y$  и  $R_z$  — проекции равнодействующей поверхностных сил на координатные оси  $x$ ,  $y$  и  $z$  соответственно.

Зная перегрузку и вес, можно определить силы, действующие на самолет и отдельные агрегаты его. Например, если пренебречь составляющей силы тяги на ось  $y$ , то подъемная сила

$$Y = n_y G;$$

К определению  $n_y$ :  
 а — при выводе из пикирования или планирования;  
 б — при вводе в пикирование или планирование;  
 в — при правильном вираже;  
 г — при вираже со скольжением



| Случаи, в которых встречаются перегрузки                            | Наибольшее значение | Порядок времени действия, сек |
|---|---------------------|-------------------------------|
| Выход из пикирования . . . . .                                      | 8—9 (до 11)         | 1                             |
| Вход в пикирование . . . . .  | —4                  | 1                             |
| Одинарная неуправляемая («штопорная») бочка . . . . .               | 3                   | Несколько секунд              |
| Штопор . . . . .  | 1,5—2               | То же                         |
| Полет в болтанку . . . . .  | 4                   | 0,1                           |
| Посадка, пробег, разбег . . . . .                                   | 3—5                 | 0,1                           |
| » гидросамолета на воду . . . . .                                   | 7                   | 0,1                           |
| Раскрытие парашюта с изменением скорости от 60 до 5 м/сек . . . . . | 5                   | 0,5                           |
| Катапультирование пилота . . . . .                                  | 16                  | 0,1                           |

ло переносится человеком. Сопротивляемость организма перегрузкам зависит от величины и направления последних, времени их воздействия, от физического состояния организма. Человек, прошедший специальную тренировку, переносит перегрузки значительно лучше, чем нетренированный. Осредненные предельные перегрузки для человека в зависимости от направления и времени их действия показаны на рис. 1.9. В данном случае принято, что положительное направление перегрузки совпадает с направлением инерционных сил. Перегрузки в направлении «грудь — спина», «спина — грудь» переносятся легче, чем в направлении «голова — таз» и особенно — в направлении «таз — голова».

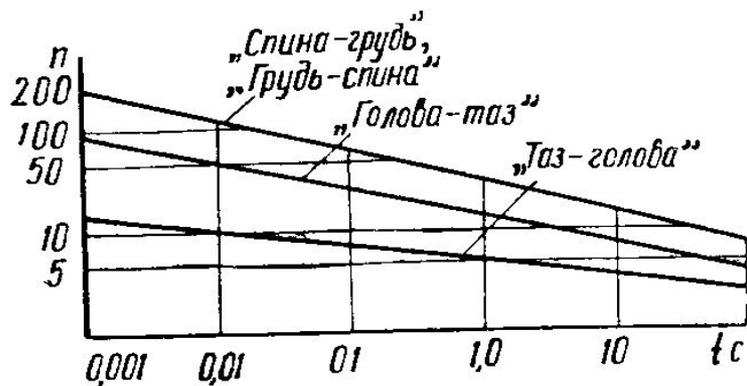
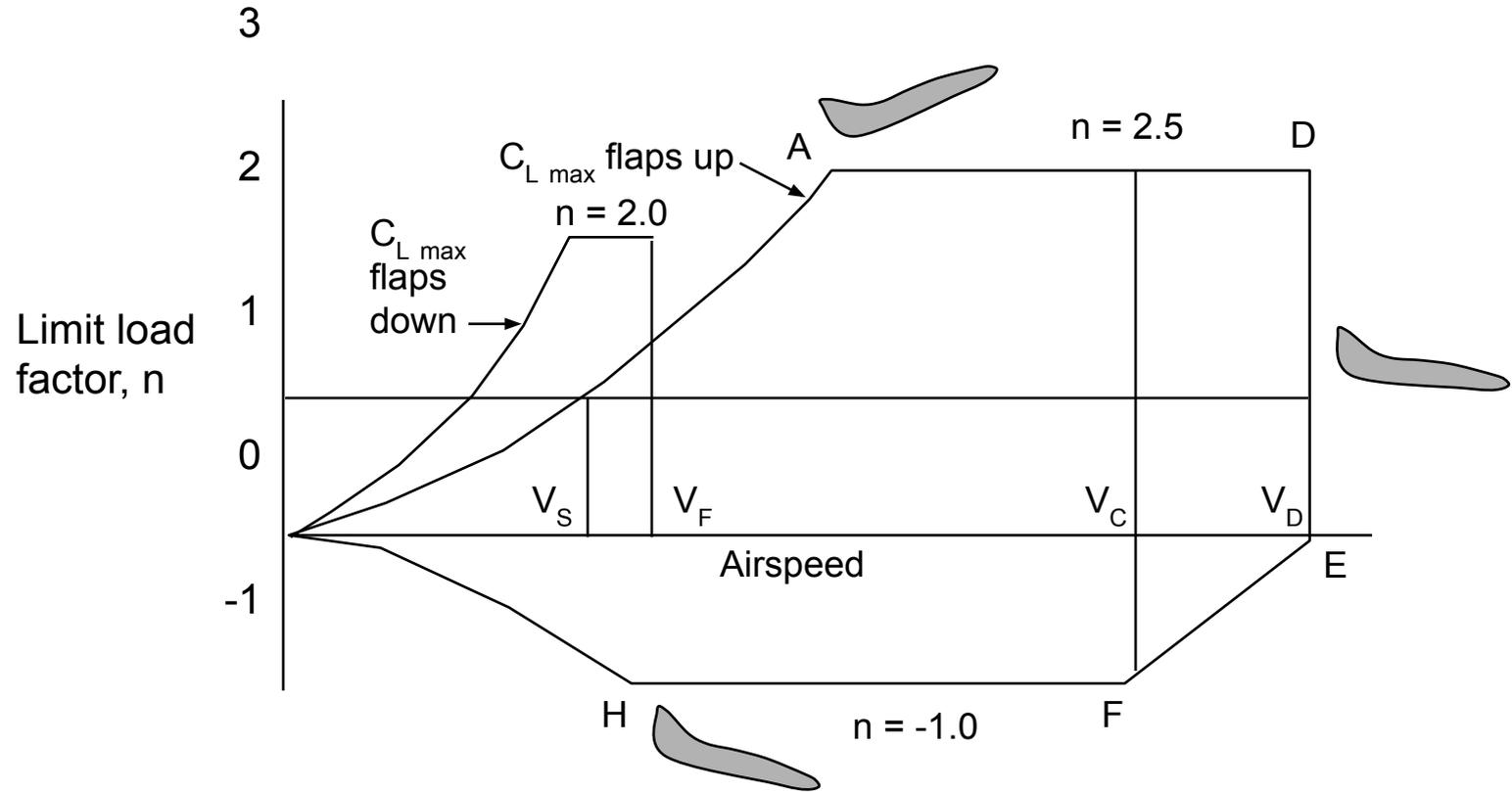


Рис. 1.9

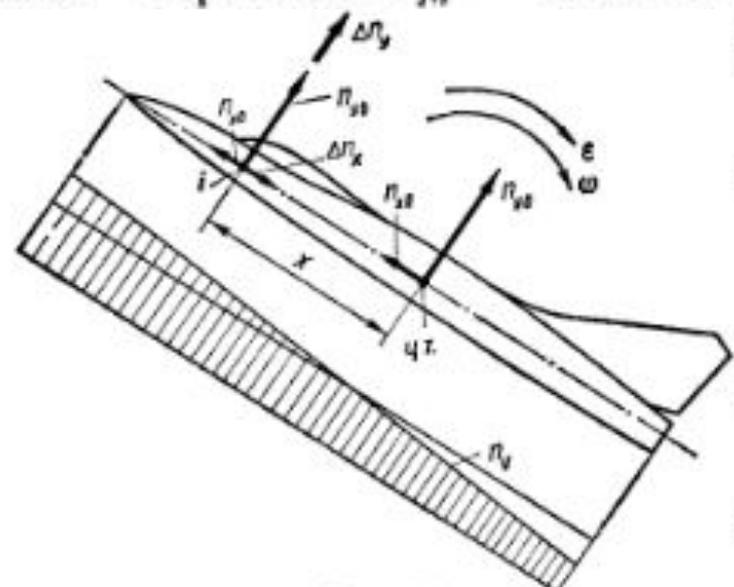
Перегрузка в направлении «голова — таз» (положительная перегрузка), равная 8, не вызывает существенных нарушений жизнедеятельности человека, если она действует не более 3 с, а перегрузка 5...6 — при продолжительности действия до 10—15 с. Допустимая кратковременная перегрузка в направлении «таз — голова» (отрицательная перегрузка) равна 3—4 при длительности действия до 3 с. При положительной перегрузке 3—4 и отрицательной до 1 тренированный летчик сохраняет работоспособность в течение длительного времени. Физиологическая переносимость перегрузок человеком может быть повышена на 20—30% применением специальных противоперегрузочных костюмов.

# Static Maneuvers Defined Within a V-n Diagram



§ 4. Перегрузки масс,  
не лежащих в центре тяжести самолета

При вращении самолета с угловой скоростью  $\omega$  и ускорением в линейные ускорения в различных его точках будут неодинаковыми. В точке  $i$  самолета (рис. 1.6), расположенной на расстоянии  $x$  от центра тяжести (ц. т.), добавятся ускорения относительного движения — нормальное  $\Delta j_n = -\omega^2 x$  и тангенциальное  $\Delta j_t = \epsilon x$ . Этим



ускорениям соответствую-  
ют перегрузки

$$\Delta n_x = \frac{\Delta j_n}{g} = -\frac{\omega^2 x}{g}$$

Суммарные перегруз-  
ки массы  $i$  при этом

$$n_{yi} = n_{y0} + \Delta n_y = n_{y0} + \frac{\epsilon x}{g}.$$

В общем случае составляющие перегрузки массы  $i$ , расположенной на оси самолета на удалении  $x$  от центра тяжести,

$$n_{yi} = n_{y0} + \frac{\epsilon_y x}{g};$$

$$n_{xi} = n_{x0} + \frac{\epsilon_x x}{g},$$

$\omega_y, \omega_z$  — угловые скорости относительно  $y$  и  $z$  соответственно,  $s^{-1}$ ;

$\epsilon_x = \frac{M_y}{I}, \epsilon_z = \frac{M_z}{I}$  — угловые ускорения относительно

## 2.6.2. НАГРУЗКИ ОТ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

### Дискретный порыв ветра

Возникновение перегрузки при воздействии резко ограниченного вертикального восходящего потока воздуха ( $W > 0$ ) иллюстрирует рис. 2.25 [29].

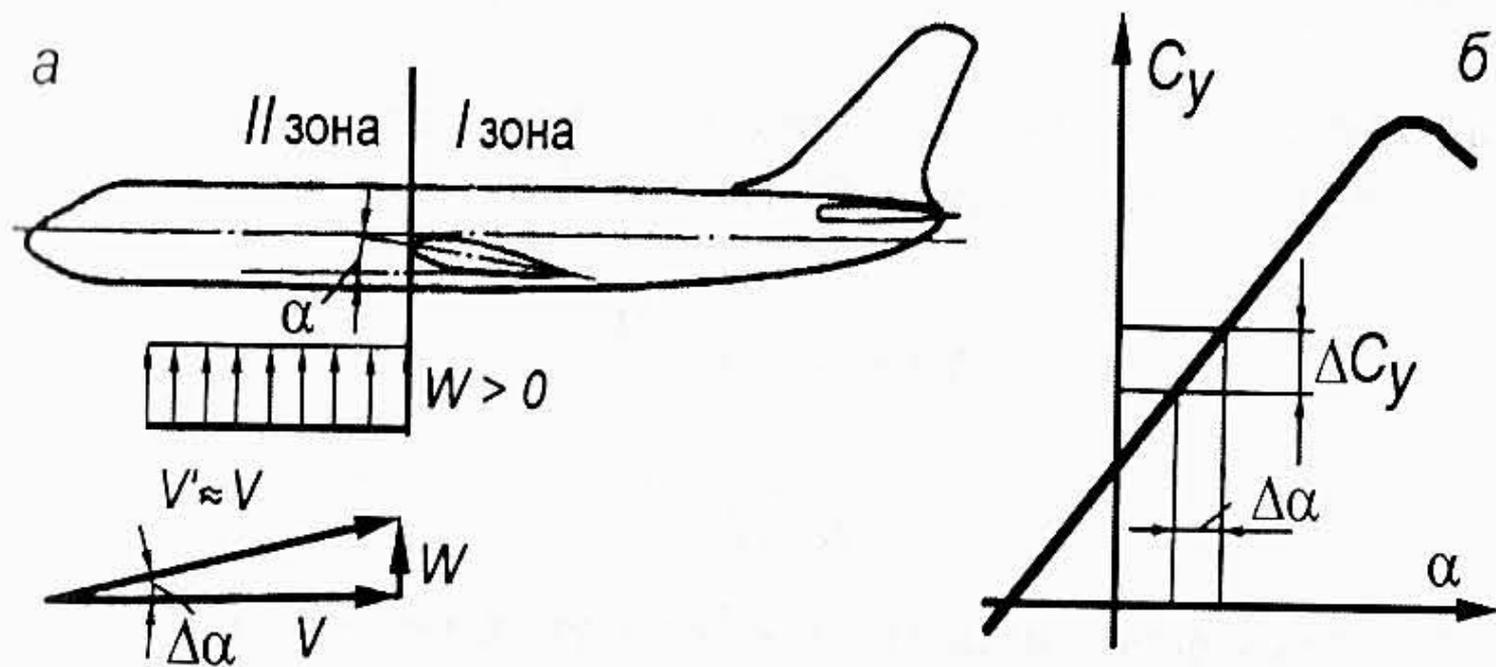


Рис. 2.25. Встреча самолета с вертикальным потоком воздуха:  
а — вход в резко ограниченный поток; б — изменение  $C_y$  по  $\alpha$

$$n_y = 1 \pm \Delta n_y = 1 \pm 0,5 C_y^\alpha \rho_0 W_{эф} V_i \frac{S}{G} k ,$$

где  $V_i$  — индикаторная скорость;  $k = (0,8 \dots 0,95)$  — коэффициент демпфирования скорости порыва, для которого в работе [46] приведена расчетная формула и методика ее вывода.

По величине приращения перегрузки от порывов ветра интенсивность атмосферной турбулентности оценивается по шкале, приведенной в табл. 2.9.

Таблица 2.9

| Турбулентность | $\Delta n_y$ |
|----------------|--------------|
| Слабая         | $\pm 0,2$    |
| Умеренная      | $\pm 0,5$    |
| Сильная        | $\pm 1,0$    |
| Штормовая      | $\pm 1,1$    |

Отметим наиболее существенные факторы, влияющие на  $\Delta n_y$ :

1. С увеличением угла стреловидности крыла и уменьшением его удлинения величина производной  $C_y^\alpha$  уменьшается. Вследствие этого у самолета со стреловидным крылом небольшого удлинения величина перегрузки  $\Delta n_y$  будет всегда меньше, чем у самолета с прямым крылом большого удлинения.

2. С увеличением высоты полета плотность воздуха падает и перегрузка  $\Delta n_y$  (при прочих равных условиях) уменьшается.

3. С увеличением скорости полета перегрузка  $\Delta n_y$  возрастает. Для уменьшения ее в неспокойном воздухе скорость необходимо снижать. Однако чрезмерное снижение скорости нежелательно, так как при этом самолет переводится на большие углы атаки, а в условиях полета в болтанку это опасно из-за возможности выхода

**Схема дискретных порывов.** Согласно этой схеме, возникновение каждого приращения вертикальной перегрузки  $\Delta n_y$  в центре тяжести самолета (за исключением маневренных перегрузок) приписывается воздействию одного изолированного (дискретного) порыва, характеризуемого величиной вертикального компонента скорости  $W$ , расстоянием в направлении движения самолета, на котором скорость порыва нарастает от нуля до максимальной величины, и формой профиля порыва, т.е. законом нарастания скорости от нулевого значения до максимальной величины, называемой эффективной скоростью порыва  $W_{эф}$ .

При обработке материалов массовых исследований в СССР условно принималось, что скорость порыва нарастает по линейному закону на длине 30 м (градиентный участок порыва) — рис. 2.20а. За рубежом<sup>1</sup> эффективная скорость порыва обозначается  $U_{de}$ , его профиль представлен на рис. 2.20б, а его аналитическое выражение имеет вид:

$$U(x) = \frac{U_{de}}{2} \left( 1 - \cos \frac{2\pi x}{25b_{cp}} \right).$$

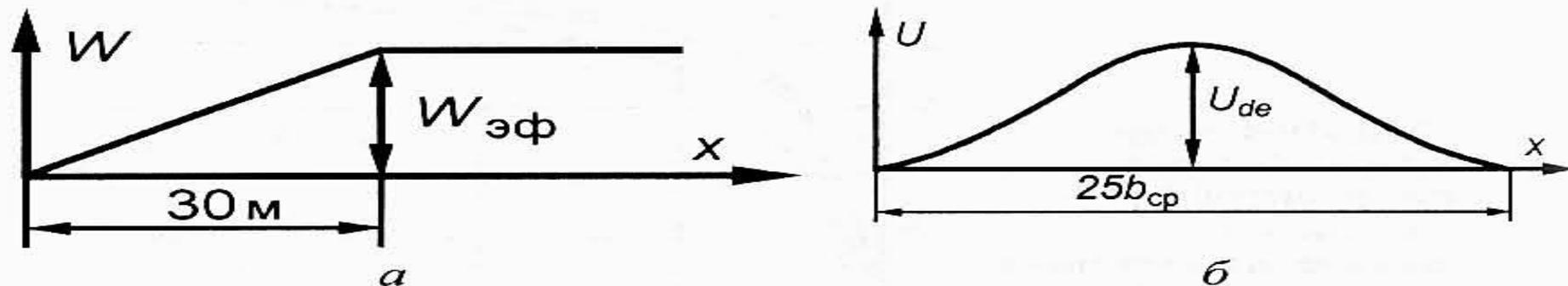
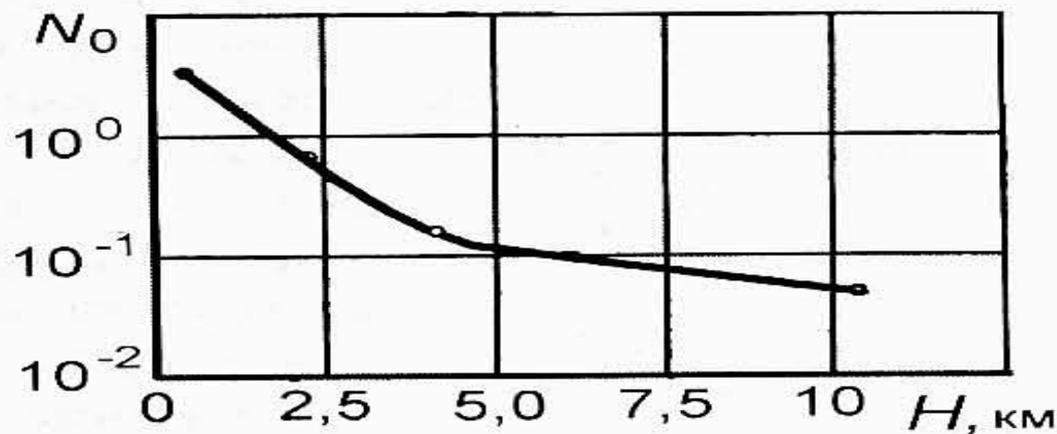


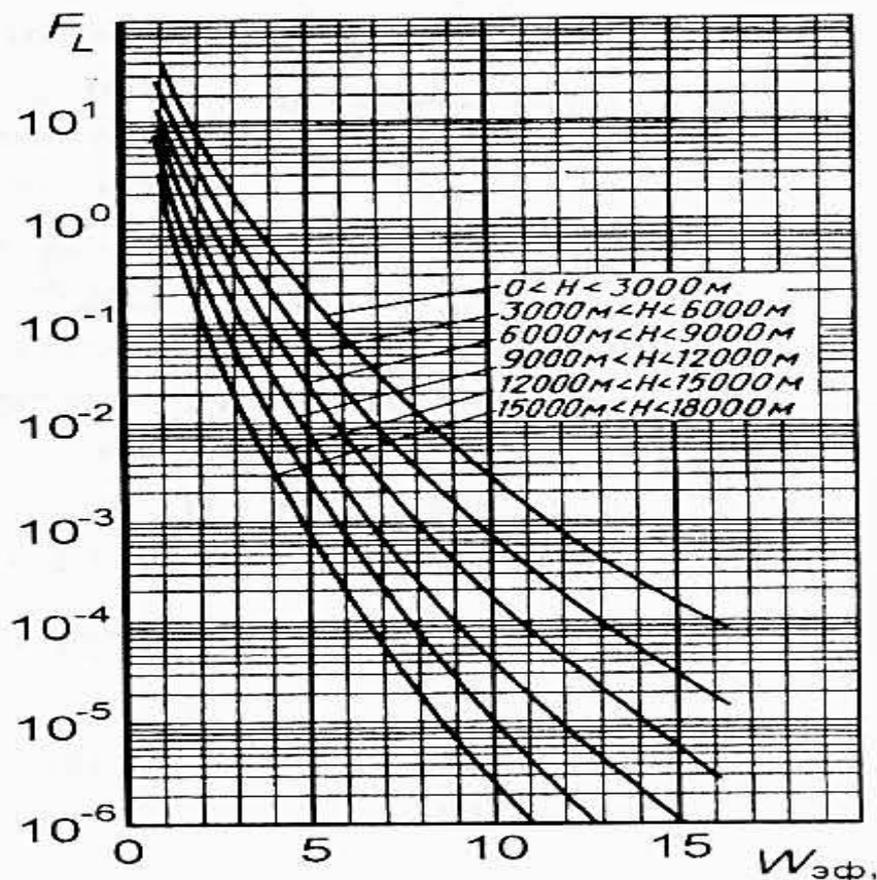
Рис. 2.20. Возможные профили дискретного порыва:  
 а — градиентный; б — «единица минус косинус»

Рис. 2.21. Изменение с высотой общего количества порывов на 1 км пути



Обобщенные данные об интегральной повторяемости порывов ветра в диапазоне высот до 18 000 м приведены на рис. 2.22 — по данным работы [31]. На этом рисунке интегральная повторяемость  $F_L$  — это суммарное количество порывов на 100 км пути, величина которых больше или равна  $W_{эф}$ . Существуют и другие представления интегральной повторяемости дискретных порывов ветра, например в работах [22, 32, 52].

Рис. 2.22. Интегральная повторяемость дискретных порывов ветра на 100 км пути



Вертикальное движение воздуха может быть обусловлено различными причинами. Воздушные массы при горизонтальном перемещении и встрече препятствий в виде гор отклоняются от своего первоначального движения и начинают подниматься вверх по склонам гор, а затем, преодолев их, опускаться вниз. Непосредственно у склонов гор воздух завихрён. Заметные вертикальные потоки ощущаются иногда уже на расстоянии 15км от вершин гор и значительно усиливаются непосредственно вблизи склонов. Вертикальное движение воздушных масс затихает на высоте Порядка 500-600м от вершины. Скорость таких порывов может достигать очень больших величин. Например, при полётах через Кавказский Хребет на относительно Малой высоте над вершинами гор были зафиксированы скорости до 20м/с.

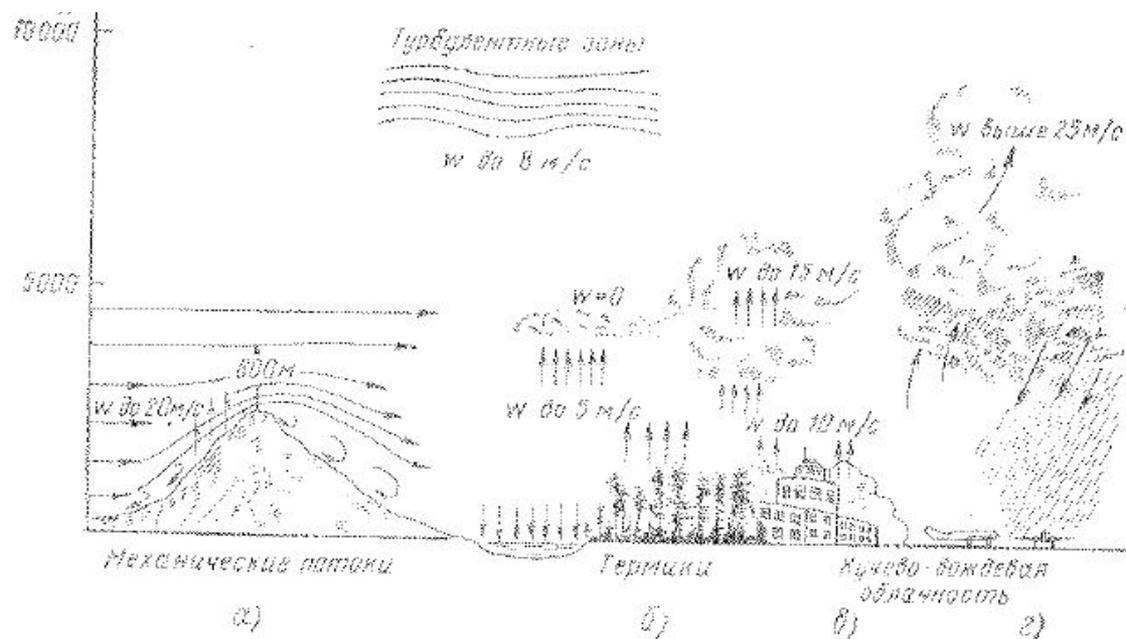
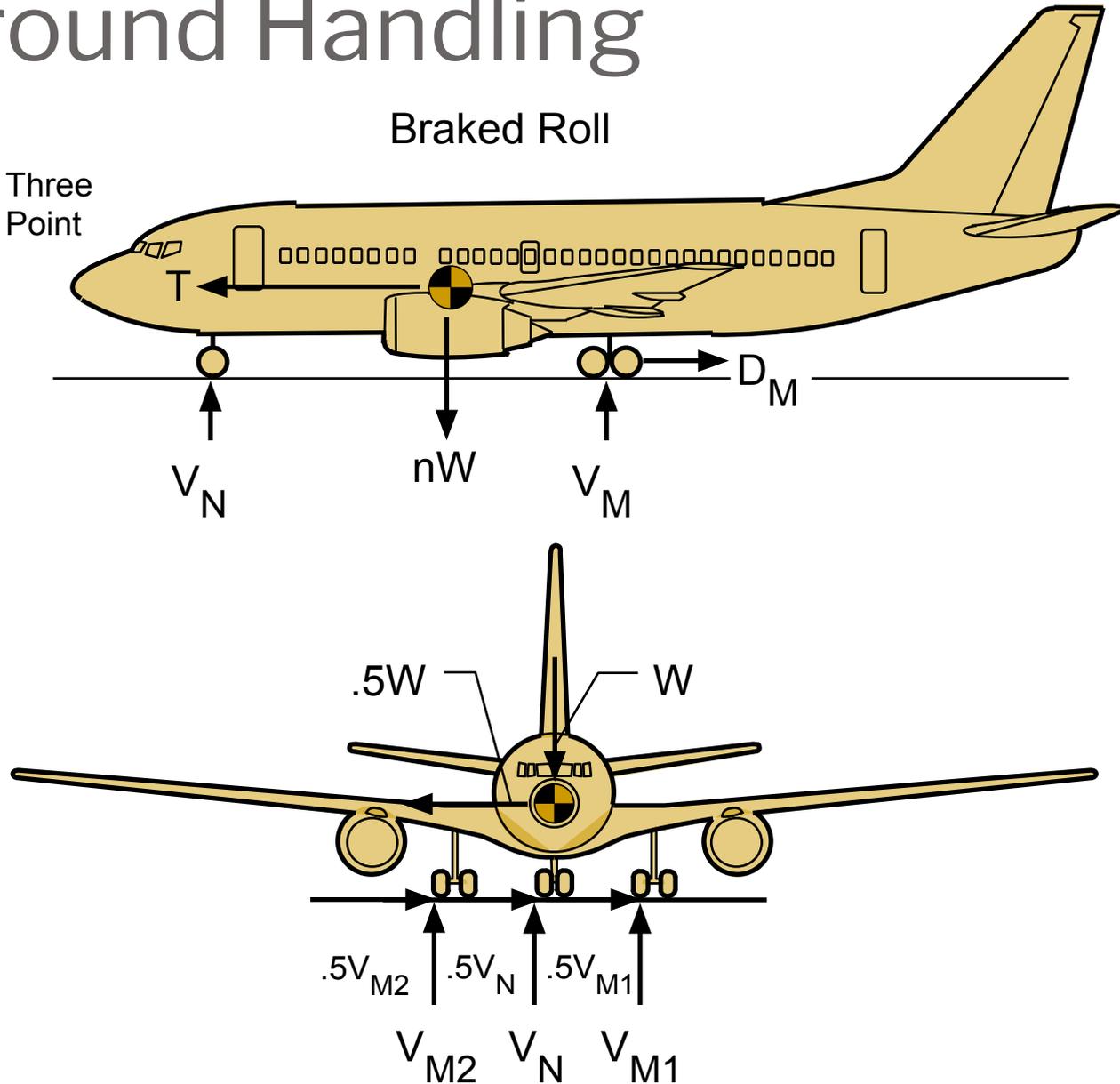


Рис. 14. Схема образования порывов неспокойного воздуха

# Ground Handling

## Braked Roll

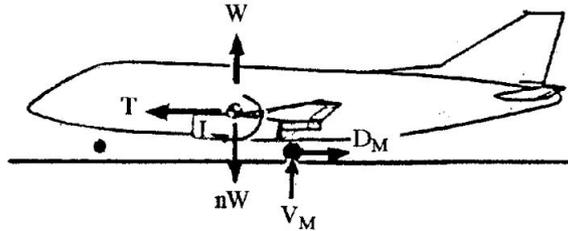
Three Point



### LEVEL LANDING (LL):

During level landing conditions, as shown in Fig. 3.5.1, the wings are supporting the aircraft weight,  $W$ , during landing impact. In the two point landing case (2 pt. landing or LL2), vertical loads ( $V$ ) and horizontal loads ( $D$ ), are applied at the wheel axles. These loads are reacted by aircraft inertia loads,  $nW$  and  $T$ . The moments created by this combination of loads is placed in equilibrium by the pitching inertia of the aircraft. In the three point landing case (3 pt. landing or LL3), the main and nose gears contact the ground simultaneously.

Two Point Landing:



Three Point Landing:

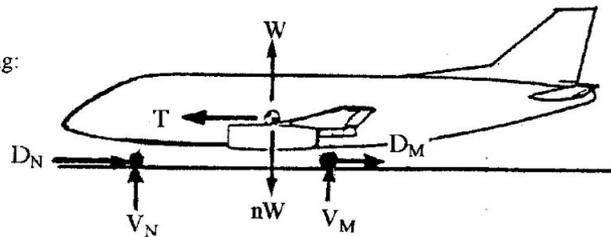
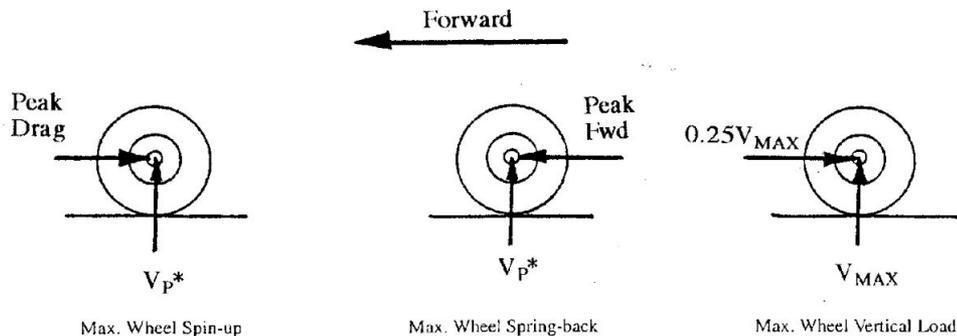


Fig. 3.5.1 Level Landing

The aircraft must be good for the landing loads which are equivalent to those determined for the combinations of gross weight and sink speed. The aircraft speed ranges from standard day stall speed to 1.25 times hot day stall.

During the first part of landing impact, the wheel is spun up to aircraft rolling velocity by friction between the tire and the runway. This friction induces a short time, aft acting load at the axle which causes the gear to deflect aft as shown in Fig. 3.5.2.



(\* Ground load at instant of peak horizontal load)

## Литература, рекомендуемая для расчетов на прочность

- Астахов М.Ф., Каравальцев А.В., Макаров С.Я., 1954 - Справочная книга по расчету самолета на прочность
- Зайцев В.Н., Рудаков В.Л., 1978 - Конструкция и прочность самолетов
- Лизин В.Т., Пяткин В.А., 1994 - Проектирование тонкостенных конструкций.

Кроме аэродинамических и массовых нагрузок при проектировании следует учитывать случайные воздействия человека на конструкцию.

Такие воздействия возможны как в ходе производственного процесса на заводе, так и в ходе эксплуатации. В этом случае рекомендуется принимать нагрузку от руки около 50кг, а нагрузку от ноги – как массу человека, умноженную на 4 – т.е. около 300кг. Здесь учитывается динамический эффект – от прыжка.

# Abuse Load Definition for Boeing Airplane Interiors

1 Horizontal push / pull, two hands and downloads

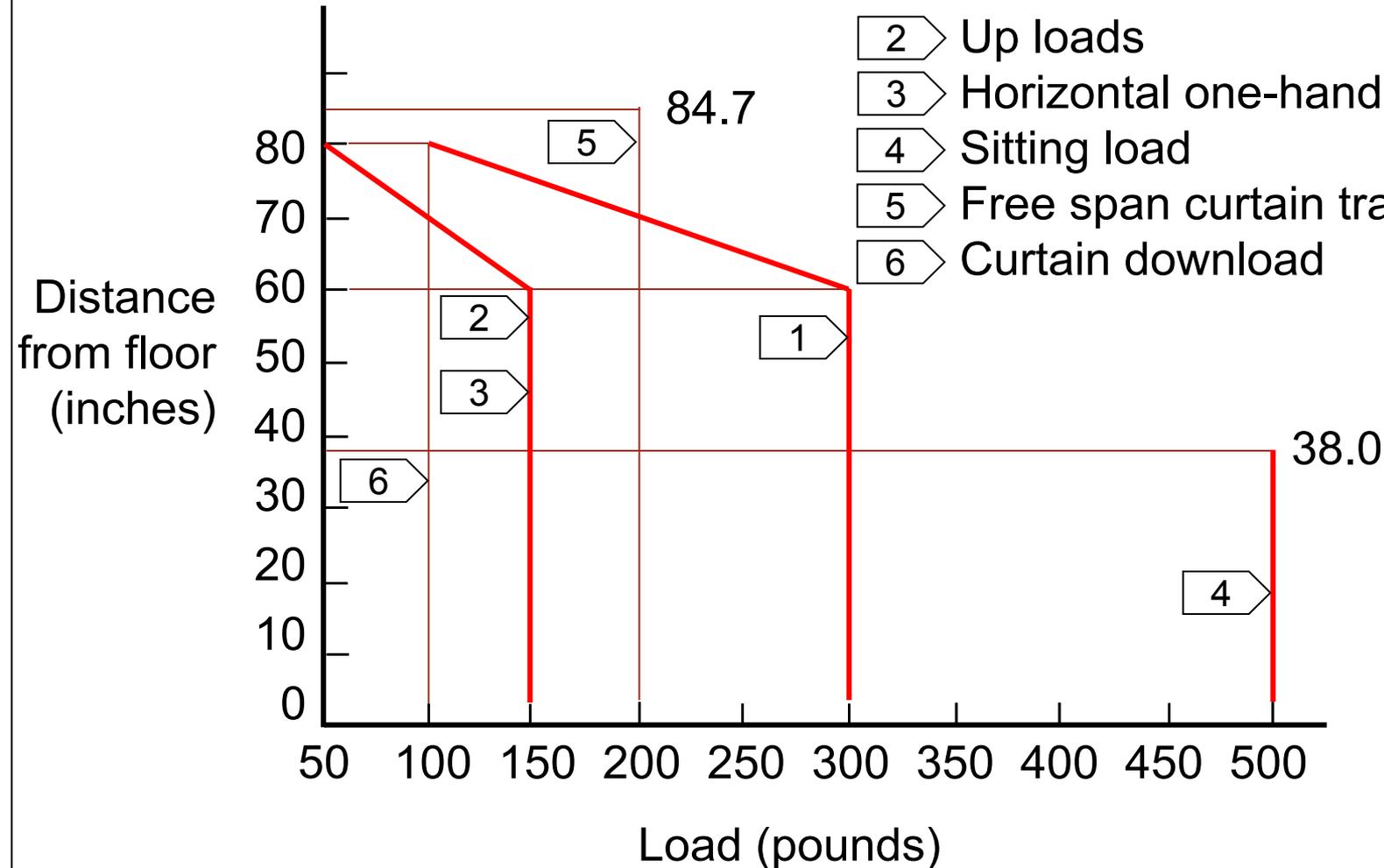
2 Up loads

3 Horizontal one-hand pull

4 Sitting load

5 Free span curtain track downward

6 Curtain download



# Тонкостенные конструкции

Все конструктивные элементы на самолете можно разделить на несколько типов:

1. Толстостенные и объемные детали, у которых, как правило, толщины фрагментов соизмеримы с габаритами детали. Их расчет превращается в расчет отдельных фрагментов (проушин, подошвы и т.д.) Расчет отдельных деталей в целом в настоящее время проводят по МКЭ с применением объемных конечных элементов.
2. Тонкостенные детали, у которых толщины стенок в десятки и сотни раз меньше их габаритов.
3. Смешанный тип. Отдельные части такой детали рассматривают, как тонкостенные, а другие части, как толстостенные.

# Особенности работы тонкостенных конструкций.

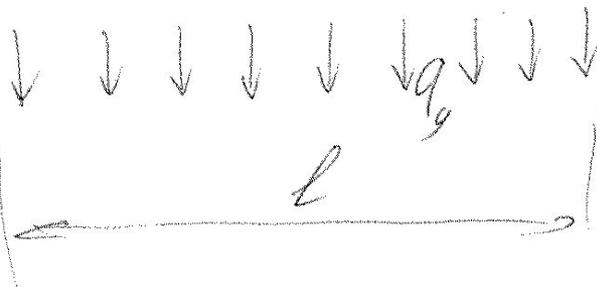
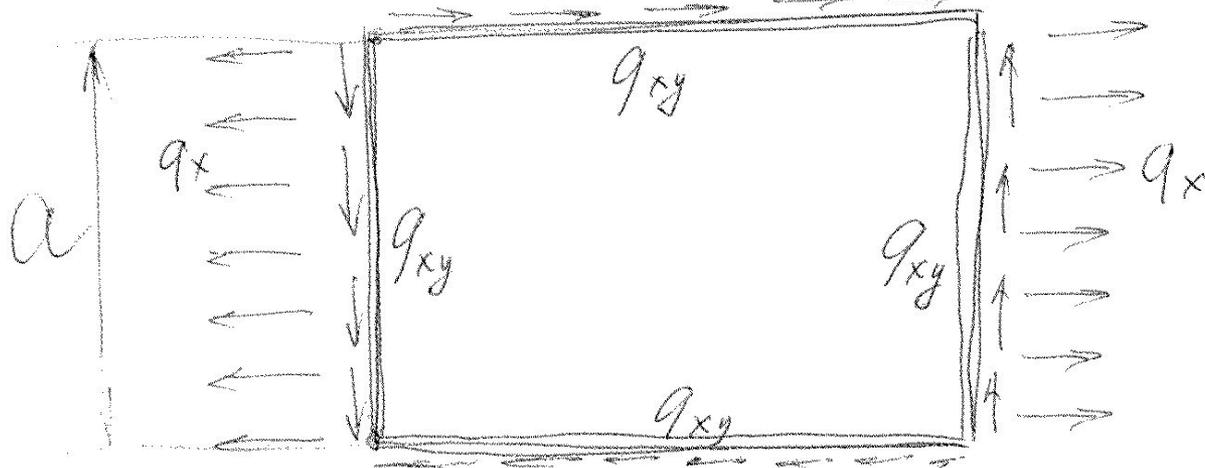
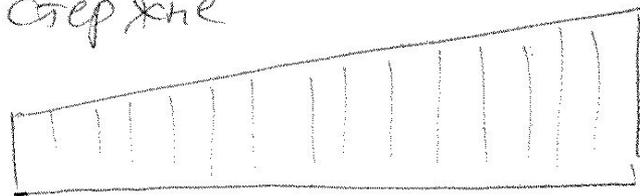
- Большинство элементов конструкции современных самолетов можно считать тонкостенными – это панели крыла, оперения и фюзеляжа, стенки лонжеронов, нервюр и шпангоутов, внутренние подкрепляющие элементы фюзеляжа, включая балочки окантовки вырезов и вспомогательные детали для крепления элементов оборудования и проводок.
- Элементами тонкостенных конструкций являются пластины и подкрепляющие их стержни. Сосредоточенные нагрузки, как продольные, так и поперечные, в таких конструкциях воспринимаются только стержнями и распределяются вдоль их длины на пластины. Сами пластины не могут воспринять сосредоточенные силы. Пластины работают от распределенных нагрузок, приложенных в их плоскости на сжатие, растяжение и сдвиг. Пластины обшивки воспринимают также и распределенные нагрузки, перпендикулярные их плоскости – это нагрузки от аэродинамического давления и давления топлива. Эти нагрузки сдвигаются на элементы подкреплений и вызывают в пластинах изгибные напряжения, которые как правило довольно незначительны. Исключение составляют нагрузки от наддува внутри фюзеляжа. Напряжения растяжения от них в обшивке фюзеляжа составляют 14-16 кг/кв.мм при расчетном давлении наддува, а вот изгибные напряжения в обшивках фюзеляжа, как правило, отсутствуют.
- Стержни или ребра, или стрингера не могут быть брошены на свободной поверхности пластины. В их окончании должны быть обязательно другие стержни, способные взять поперечную нагрузку, возникающую на конце брошенного стержня и вызванную эксцентриситетом стержня относительно плоскости пластины. Если стержень должен быть брошен, следует по возможности сводить его сечение на конце к минимуму, т.е. обеспечить клиновую обработку. В окончании стержней всегда возникают концентрации напряжений, поэтому желательно обеспечить наиболее мягкое закрепление конца стержня.

# Особенности работы тонкостенных конструкций.

- В настоящее время расчет большинства агрегатов конструкции самолета выполняется с помощью МКЭ. В результате расчета выдаются силовые потоки в пластинах  $Q_x$ ,  $Q_y$ ,  $Q_{xy}$ . Поток - это сила, приходящаяся на единицу длины (кг/см или кг/мм или фунт/дюйм).  
В большинстве случаев  $Q_x$  – это нормальный поток усилий в пластине в направлении, параллельном оси стержней-стрингеров, поясов лонжеронов и т.д. Положительный поток растягивает пластину, а отрицательный – сжимает.  
- Поток  $Q_y$  действует в перпендикулярном направлении. Во многих случаях этот поток вызывает потерю устойчивости пластины при сжатии и излишняя нагрузка перераспределяется на подкрепляющие элементы. Если этот поток растягивает пластину (как обшивка фюзеляжа при наддуве) то она работает эффективно на всей своей ширине.  
- Поток касательных усилий  $Q_{xy}$  также, как касательные напряжения, обладает свойством парности, т.е. потоки на продольных кромках равны по величине и противоположны по направлению, а потоки на поперечных кромках имеют ту же величину, что на продольных кромках, но создают противоположный момент. Усилия в стержнях по результатам расчет по МКЭ выдаются в середине стержня. Если Вы хотите получить усилия на концах стержня, то разность касательных потоков в прилегающих пластинах, умноженная на половину длины стержня дает прирост усилия, который мы должны прибавить или вычесть из усилия в середине стержня.

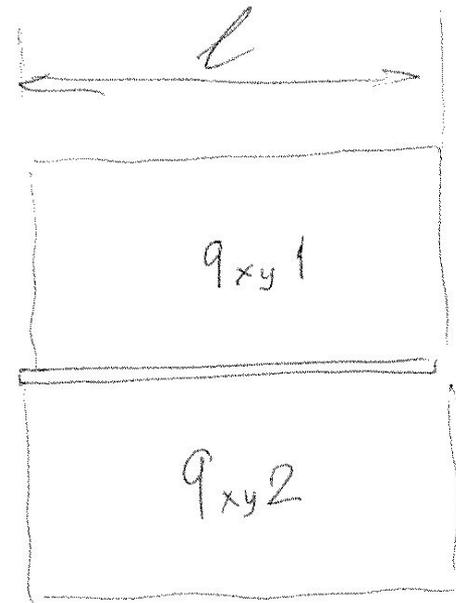
Усилие в окантовывающем  
стержне  $P_2$

$P_1$



$$P_2 = P_1 + q_x \cdot l$$

$$P_{cp} = (P_1 + P_2) / 2$$



$$\Delta P = (q_{xy1} - q_{xy2}) \cdot l$$