

## Общее

Boeing 737-700 был разработан для замены 737-300. Эта модель также существует в варианте 737-700С, которую можно быстро перепрофилировать из пассажирского в грузовой и наоборот.

На самолётах NG установлены цифровые кокпиты, полностью новые крылья (удлинённые на 5,5 метров) и хвостовое оперение, а также усовершенствованные двигатели.

Размах крыла 34,32 м

Boeing 737 является самым массовым пассажирским самолётом за всю историю пассажирского авиастроения (16 апреля 2014 года был поставлен восьмитысячный самолёт, почти 4000 заказов не закрыто). Самолёт производится корпорацией [Boeing](#) с 1967 года. Boeing 737 эксплуатируется настолько широко, что в любой момент времени в воздухе находится в среднем 1200 самолётов, и каждые 5 секунд в мире взлетает и садится один 737-й.

Фактически, Boeing 737 — общее название более десяти типов [воздушных судов](#). Я расскажу о новой версии - Boeing 737-700

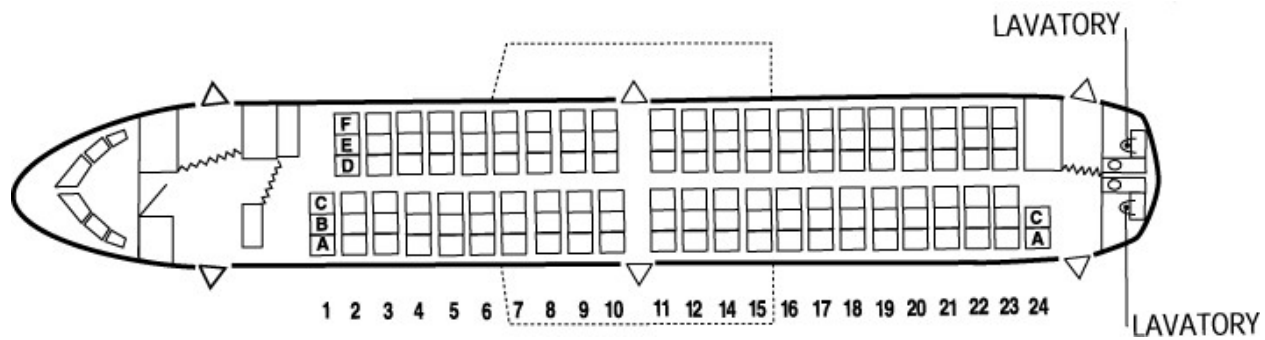
К 1990-м годам Boeing 737 уступил технологическое превосходство A320. В 1993 году была запущена программа 737-X, или NG (Next Generation — новое поколение).

Boeing 737-800

Семейство 737 NG включает в себя серии 737-600, -700, -800 и -900, заметно отличающиеся от первых самолётов семейства 737 Original. 737 NG — это полностью новые серии, имеющие, за исключением конструкции фюзеляжа, мало общего с первыми моделями Boeing 737 Original.

Главными изменениями стали новое крыло, новая [авионика](#), усовершенствованные двигатели. На NG была установлен так называемая «[стеклянная кабина](#)» — оснащённый дисплеями на [электронно-лучевых трубках](#), а позже — на [жидких кристаллах](#)) вместо привычных «будильников» — аналоговых приборов, и цифровыми системами. Большая часть этих систем была заимствована с [Boeing 777](#), так же как и дизайн кабины и пассажирского салона. Общее количество деталей самолёта сократилось на треть, что уменьшило его массу и улучшило управляемость. К дополнительным преобразованиям относятся также опциональные вертикальные законцовки крыльев — [винглеты](#) (winglets), существенно сокращающие расход топлива и улучшающие взлётно-посадочные характеристики. Появилась возможность установки винглетов и на самолёты, изначально ими не оснащённые, в том числе ранних серий.

# Вариант компоновки салона самолета Boeing 737-700



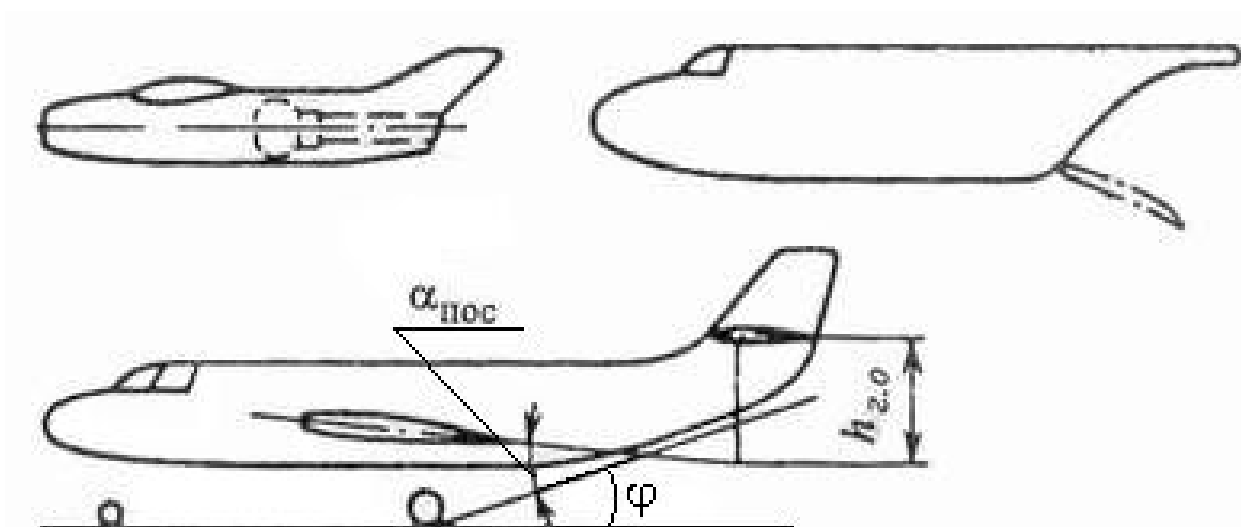
## Boeing 737 — узкофюзеляжный турбовентиляторный пассажирский самолёт.

**Узкофюзеляжный самолёт** — [пассажирский самолёт](#) с диаметром [фюзеляжа](#) до 4 [метров](#). В сравнении [широкофюзеляжными самолётами](#) узкофюзеляжные берут на борт гораздо меньшее количество пассажиров и имеют, как правило, меньшую дальность полёта. Максимальная пассажировместимость — 289 человек ([Boeing 757—300](#)).

**Фюзеляж** ([фр.](#) *fuselage*, от *fuseau* — веретено) — корпус [летательного аппарата](#). Связывает между собой [крылья, оперение](#) и (иногда) [шасси](#). Фюзеляж [самолёта](#) предназначен для размещения [экипажа](#), оборудования и целевой нагрузки. В фюзеляже может размещаться [топливо](#), шасси, двигатели.

### 1.1. Внешние формы фюзеляжа

Наивыгоднейшей формой фюзеляжа является осесимметричное тело вращения с плавным сужением в носовой и хвостовой частях. Такая форма обеспечивает минимальную при заданных габаритах площадь поверхности, а значит и минимальную массу обшивки, и минимальное сопротивление трения фюзеляжа. Круглое сечение тела вращения выгодно по массе и при действии избыточного давления в гермокабинах. Однако по компоновочным и иным соображениям от такой идеальной формы приходится отступать. Так, фонари кабины экипажа, воздухозаборники, антенны радиолокаторов нарушают плавность обводов и приводят к увеличению сопротивления и массы фюзеляжа. Такой же эффект даёт и отступление от плавных форм в хвостовых отсеках фюзеляжа с целью увеличения угла опрокидывания  $\beta$  или для укорочения погрузочного люка и рампы.



Поперечное сечение фюзеляжа обычно определяется условиями компоновки грузов, двигателей, пассажирских салонов. Возможные формы сечений показаны на рисунке:

Внешние формы фюзеляжа характеризуются следующими геометрическими параметрами:

$l_{\phi}$  - длина фюзеляжа,

$d_{\phi}$  - диаметр фюзеляжа,

$S_m$  - площадь миделевого (наибольшего) сечения фюзеляжа.

### 2.3. Конструкция элементов фюзеляжа

Конструкцию фюзеляжа образуют обшивка, набор стрингеров и поперечный набор шпангоутов.

**Обшивка** состоит из дюралюминовых листов толщиной от 2 мм в носовой и средней части до 1 мм в хвостовой части фюзеляжа. Стыки листов обшивки располагаются на усиленных стрингерах и шпангоутах.

**Стрингеры** выполнены из Z-образных прессованных профилей. Усиленные стрингеры в зоне стыка хвостовой части фюзеляжа имеют тавровое сечение, переходящее затем в двутавр, и заканчиваются стыковым фитингом, который штампуются на конце стрингера.

**Шпангоуты** рядовые изготавливаются гибкой из прессованных профилей Z-образного сечения, которые прокладываются по внутренним полкам стрингеров и соединяются с каждым из них заклепкой. С обшивкой шпангоуты соединяются с помощью компенсаторов в виде гнутых из листа уголков.



Шпангоуты 6 и 13 образуют плоские гермоперегородки, подкрепленные вертикальными прессованными профилями. Аналогичную конструкцию

имеют и перегородки топливных баков по шпангоутам 21, 26, 28 и 33. Перегородка по 31 шпангоуту имеет большие отверстия для перетекания топлива. Обе половины разъемного шпангоута 39 состоят каждая из двух прессованных уголков, соединенных заклепками в виде швеллера, к которому присоединяются стыковые фитинги соединяемых отсеков фюзеляжа. Силовые шпангоуты 46 и 47 крепления управляемого стабилизатора представляют собой замкнутые рамы двутаврового сечения, состоящего из стенки и двух поясов, каждый из которых образован двумя прессованными уголками.

## 2.4. Крепление агрегатов самолета к фюзеляжу

К фюзеляжу крепятся все основные агрегаты самолета - крыло, горизонтальное и вертикальное оперение, а также передняя опора шасси. Снизу к фюзеляжу крепятся подвесные топливные баки.

### Крыло



#### 1. Общие сведения

Крыло - несущая поверхность, которая создает аэродинамическую подъемную силу, обеспечивающую полет самолета. Крыло также принимает участие в обеспечении поперечной устойчивости и управляемости самолета. Оно может использоваться для крепления двигателей, опор шасси, для размещения топлива, оборудования, вооружения и другой полезной нагрузки. Крыло должно обладать высокой несущей способностью и минимальным аэродинамическим сопротивлением на основных режимах полета, иметь достаточную прочность и жесткость при наименьшей массе конструкции, а также хорошие технологические и эксплуатационные качества.

#### 2. Внешние формы крыльев

прямое (прямоугольное, трапецевидное, овальное и их комбинации),

# B-737 Classic



3.

стреловидное, стреловидность прямая - концевая часть крыла сдвинута назад по полету, обратная - конец крыла сдвинут вперед, разновидность - серповидное крыло двойной стреловидности, треугольное, разновидности: двойная дельта, оживальное крыло, крыло с изменяемой в полете стреловидностью.

## 1.1. Внешние формы крыльев

Внешний вид крыла характеризуется видом крыла в плане, профилем поперечного сечения и углом поперечного  $V$  на виде спереди. Форма крыла в плане определяется удлинением  $\square \frac{l^2}{S}$  ( $l$  - размах крыла,  $S$  - площадь крыла), сужением  $\square \frac{b_0}{b_k}$  ( $b_0$  - центральная или корневая хорда,  $b_k$  - концевая хорда крыла), углом стреловидности  $\square$  Угол стреловидности - угол между линией, проходящей через четверти хорд крыла и перпендикуляром к плоскости симметрии самолета. Для треугольных крыльев этот угол измеряется по передней кромке крыла. Наиболее распространенные формы крыльев в плане:

Поперечное сечение крыла характеризуется типом аэродинамического профиля и его относительной толщиной:

$$\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b}$$

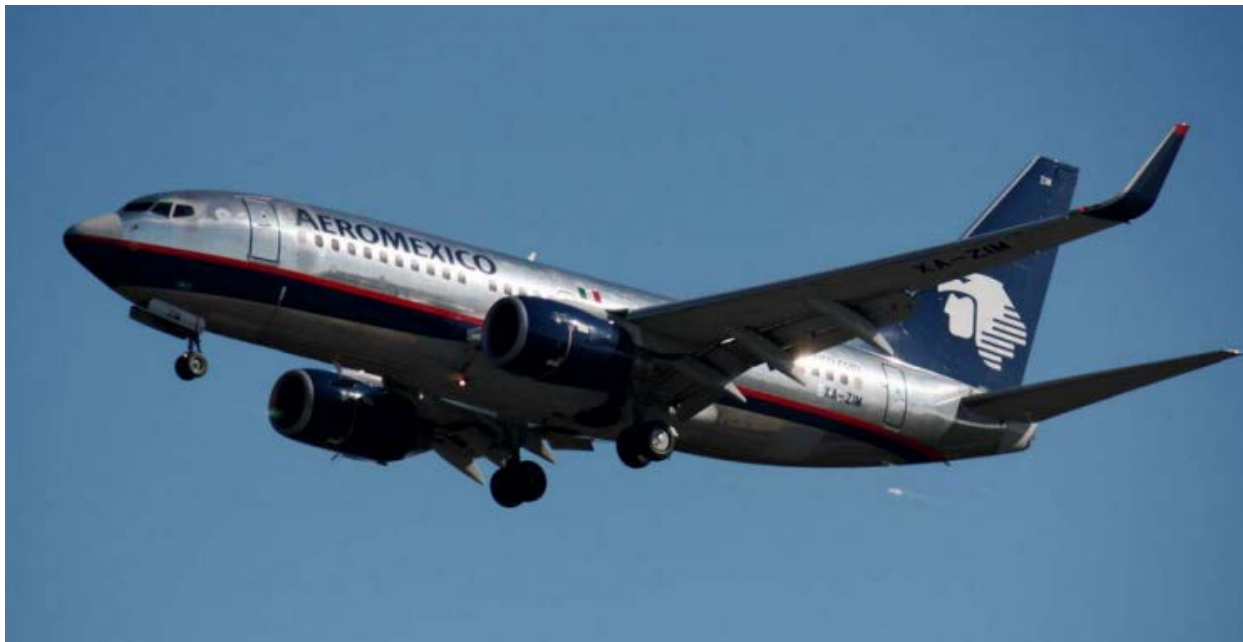
## 2. Нагрузки крыла

В полете, при взлете и посадке на крыло действуют следующие нагрузки:

- аэродинамические силы разряжения или избыточного давления, распределенные по поверхности крыла ( $q_v$ ),
- массовые инерционные нагрузки от массы конструкции крыла, в том числе и его сила тяжести, распределенные по объему конструкции крыла ( $q_{кр}$ ),
- сосредоточенные нагрузки от инерционных сил и сил тяжести агрегатов и грузов, приложенных в узлах их крепления к крылу ( $P_{агр.}$ ).

## Оперение

Boeing 737 — двухдвигательный низкоплан со стреловидным крылом и однокилевым оперением, с турбовентиляторными двигателями, установленными под крылом. При полной загрузке двигатели находятся на высоте 46 см над покрытием взлётной полосы.



### 1. Общие сведения

Оперением называются аэродинамические поверхности, обеспечивающие устойчивость, управляемость и балансировку самолета в полете. Оно состоит из горизонтального и вертикального оперения. К оперению обычно относят и элероны - органы поперечной управляемости и балансировки.

Основные требования к оперению:

- обеспечение высокой эффективности при минимальном лобовом сопротивлении и наименьшей массе конструкции,
- возможно меньшее затенение оперения другими частями самолета - крылом, фюзеляжем, гондолами двигателей, а также одной части оперения другой,
- отсутствие вибраций и колебаний типа флаттера и бафтинга, □ более позднее, чем на крыле, развитие волнового кризиса.

**Горизонтальное оперение (ГО):** Обеспечивает продольную устойчивость, управляемость и балансировку. Горизонтальное оперение состоит из



неподвижной поверхности - стабилизатора и шарнирно подвешенного к нему руля высоты. У самолетов нормальной аэродинамической схемы горизонтальное оперение устанавливается в хвостовой части самолета.

**Вертикальное оперение (ВО):** Обеспечивает самолету путевую устойчивость, управляемость и балансировку относительно вертикальной оси. Оно состоит из неподвижной поверхности - киля и шарнирно подвешенного к нему руля направления.

Цельноповоротное ВО применяется весьма редко. Эффективность ВО можно повысить путем установки форкиля - передний наплыв в корневой части киля и дополнительным подфюзеляжным гребнем.

Требуемая эффективность оперения обеспечивается правильным выбором форм и расположения его поверхностей, а также численных значений параметров этих поверхностей. Чтобы избежать затенения органы оперения не должны попадать в спутную струю крыла, гондол и других агрегатов самолета.

Более позднее наступление волнового кризиса на оперении достигается увеличенными по сравнению с крылом углами стреловидности и меньшими относительными толщинами. Избежать флаттера и бафтинга можно известными мерами устранения этих явлений аэроупругости.

Эффективность горизонтального и вертикального оперения определяется их коэффициентами статических моментов.

### **1.3. Нагрузки оперения**

На органы оперения в полете действуют распределенные аэродинамические силы, величина и закон распределения которых задаются нормами прочности или определяются продувками. Массовыми инерционными силами оперения ввиду их малости обычно пренебрегают. Рассматривая работу элементов оперения при восприятии внешних нагрузок, по аналогии с крылом следует различать общую силовую работу агрегатов оперения как балок, в сечениях которых действуют перерезывающие силы, изгибающие и крутящие моменты, и работу местную от воздушной нагрузки, приходящейся на каждый участок обшивки с подкрепляющими ее элементами.

## Шасси



На самолёте Boeing 737 применена классическая схема трёхопорного шасси с передней рулевой стойкой. На каждой стойке шасси по два колеса. Основные стойки убираются в ниши шасси, расположенную в центроплане и не имеющую створок, таким образом колеса становятся аэродинамическими поверхностями. Этим минимализируется количество гидравлических компонентов системы шасси, но ухудшается аэродинамика.

В связи с применением на 737 Classic двигателей с большим радиусом стойки выполнены выше, чем на 737 Original, а также в различной степени усилены, в зависимости от взлётной массы различных типов (-300, -400 либо -500).

На самолётах 737 NG стойки шасси перепроектированы, выше, чем на 737 Classic и также усилены в зависимости от взлётной массы. С 2008 года на самолёты 737 NG появилась возможность устанавливать новые **карбоновые тормоза, обладающие меньшей массой и большим ресурсом.**

### 1.1.2. Шасси с передней опорой

Две основных опоры такого шасси располагаются за центром масс самолета, а третья опора устанавливается в носовой части фюзеляжа. Эта опора для обеспечения управляемости самолета на земле делается или свободно

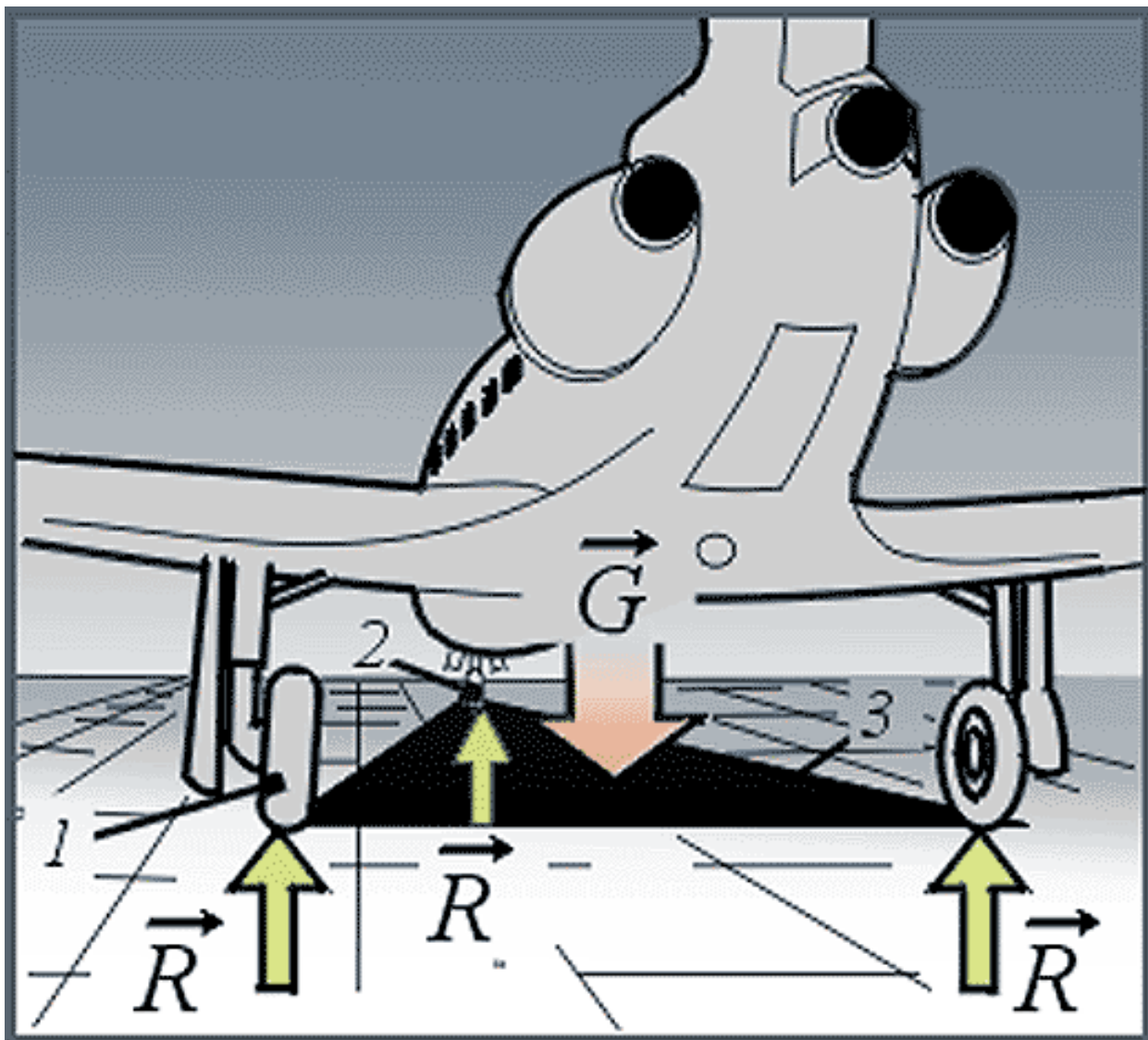
ориентирующейся, или снабжается принудительной системой разворота передних колес.

**Схема шасси с передней опорой дает следующие важные преимущества:**

- более простая техника пилотирования на взлете, посадке и пробеге;
- устойчивость движения на разбеге и пробеге, которая обеспечивается приложением сил трения колес главных опор за центром масс самолета;
- улучшенный обзор из кабины при движении по земле;
- простота маневрирования при использовании системы поворота передних колес;
- более интенсивное торможение на пробеге и возможность скоростной посадки, что обеспечивается исключением опасности капотирования самолета;
- близкое к горизонтальному положение пола пассажирских и грузовых кабин, а так же осей двигателей, что исключает обдув ВВП горячими газами ТРД.

**К недостаткам схемы следует отнести** большую за счет более длинной передней опоры массу шасси и возможность возникновения автоколебаний передней опоры типа "шимми". Для гашения этих колебаний передняя опора снабжается гидравлическими демпферами - гасителями колебаний передних колес.

## 1.2. Нагрузки шасси



При взлете и посадке самолета, при его движении по аэродрому, на стоянке на колеса шасси действуют статические и динамические нагрузки. Их величина и направление определяются схемой шасси, условиями и характером посадки, типом ВПП, характеристиками амортизационной системы и др. Эти нагрузки можно представить в виде приложенных к колесам трех составляющих сил, направленных по основным координатным осям самолета:

- $P_x$  - сила переднего удара; □
- $P_y$  - вертикальная сила; □  $P_z$  -
- сила бокового удара.

Величина этих нагрузок определяется Нормами прочности или авиационными правилами (АП), которые задают основные расчетные случаи нагружения шасси, перегрузку и коэффициент безопасности для каждого случая, величину нагрузки, ее направление и распределение между опорами и колесами. По

найденным таким образом нагрузкам строятся расчетные эпюры и проводятся все необходимые прочностные расчеты.

## Карбоновые тормоза

При использовании такого тормоза информация о нажатии пилотом на тормозную педаль передается компьютером в электронный блок управления, который преобразует эти команды в электрические сигналы, передаваемые на электродвигатель, чье вращение через редуктор превращается в механическое перемещение карбоновых тормозных дисков.

Дисковые тормоза создают большое тормозное усилие и очень энергоемки. Однако, именно из-за последнего их большим недостатком является то, что они при неоднократном торможении довольно быстро нагреваются и своевременный отвод тепла от них затруднен. Поток тепла может быть очень большим, и оно отрицательно влияет на элементы тормозного механизма, на корпус колеса и на его резиновую шину (пневматик).

Шасси должно отвечать следующим основным требованиям:

- устойчивость и управляемость при движении по земле;
- требуемая проходимость - движение без существенного повреждения взлетно-посадочной полосы (ВПП);
- разворот на  $180^0$  на ВПП;
- исключение опрокидывания самолета и касания земли любыми другими агрегатами самолета, кроме шасси;
- поглощение кинетической энергии ударов при посадке и движении по неровной поверхности аэродрома с целью уменьшения перегрузок и рассеивание возможно большей части этой энергии для быстрого гашения колебаний;
- минимальное сопротивление движению на разбеге и требуемая эффективность тормозов на пробеге;
- малое время уборки и выпуска;
- обеспечение аварийного выпуска шасси;
- надежное запираение шасси в убранном и выпущенном положении и наличие средств сигнализации при уборке и выпуске; □отсутствие автоколебаний колес и стоек шасси.

Кроме этих специфических требований шасси должно отвечать и общим требованиям, предъявляемым ко всем агрегатам самолета:

- минимум массы конструкции при заданной прочности, жесткости и долговечности,
- минимум аэродинамического сопротивления как в выпущенном, так и в убранном положении,
- высокая технологичность конструкции, □ хорошие эксплуатационные качества.



## Система управления полётом.



На самолёте Boeing 737 применена первичная система управления полётом с тросовыми тягами и дублированным бустерным управлением с переходом на безбустерное. Управление производится элеронами, рулями высоты и направления. Руль направления управляется основным или резервным (аварийным) приводами, без возможности ручного управления.

Вторичная система управления полётом представлена предкрылками двух конструкций: *Slat* — три внешние от пилона секции, и *Leading Edge Flap* (предкрылки Крюгера) — две внутренние секции. Закрылки — трёхщелевые, двухсекционные. Пять секций спойлеров используются вместе с элеронами и как воздушные тормоза и делятся на полётные спойлера (*flight spoilers*), работающие всегда, и наземные (*ground spoilers*), работающие только по обжатию правой стойки шасси.

Также самолёт имеет переставной стабилизатор.

На самолётах типа NG во вторичной системе применены новые двухщелевые закрывки, добавлено по одной секции предкрылков и спойлеров (в связи с удлинением крыла на 5,5 метров).

## Топливная система

В крыле и центроплане расположены три топливных бака: крыльевые и центральный. Первым вырабатывается центральный, затем — крыльевые. В каждом баке имеется по два топливных насоса. Общая максимальная вместимость баков самолётов семейства 737 Original от 12 700 до 15 600 кг, в зависимости от модификации.

На самолётах семейства 737 Classic вместимость баков увеличена до 16 200 кг, также есть возможность установить дополнительный топливный бак в заднем багажнике.

На самолётах 737 NG вместимость баков увеличена до 20 800 кг, изменены топливные баки: центральный бак занимает не только центроплан, но и часть крыла от корня до пилона двигателя. Также поменялось расположение насосов и добавлена система удаления воды из баков.

На самолёты BBJ есть возможность устанавливать до девяти дополнительных топливных баков в багажные отсеки, увеличивая их вместимость до 37 712 кг.

## 1. Общие сведения

Система управления самолетом служит для обеспечения полета по заданной траектории путем создания на крыле и оперении потребных аэродинамических сил и моментов ([рис.1.01](#)). Возможны три типа систем управления - неавтоматическая, полуавтоматическая и автоматическая.

В неавтоматической системе управления летчик, оценивая обстановку, обеспечивает выработку управляющих импульсов и с помощью командных рычагов через проводку управления отклоняет рулевые поверхности, удерживая их в нужном положении своей мускульной силой.

В полуавтоматической системе управляющие сигналы летчика преобразуются и усиливаются различного рода автоматами и усилителями, обеспечивая оптимальные характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Автоматические системы обеспечивают полную автоматизацию отдельных этапов полета, освобождая летчика от непосредственного участия в управлении самолетом. Однако, и в этом случае предусматривается возможность перехода на ручное управление летчиком, для чего в кабине сохраняются обычные командные посты управления, связанные с рулями проводкой управления.

### **Основные требования к системе управления:**

- углы отклонения рулевых поверхностей должны обеспечивать с некоторым запасом управление самолетом на всех требуемых режимах полета;
- усилия управления на командных рычагах должны быть направлены в сторону, противоположную их отклонению, плавно нарастать по мере отклонения и не превышать предельных величин - 500-600 Н в продольном, 300-350 Н в поперечном и 900-1050 Н в путевом управлении;
- максимальные перемещения командных рычагов должны лежать в строго заданных пределах и ограничиваться регулируруемыми упорами;
- при управлении двумя рулями одним командным рычагом должна обеспечиваться независимость отклонения каждого руля;
- педали ножного управления должны иметь регулировку по росту пилота;
- проводка управления должна иметь: минимальные люфты в соединениях; силы трения не более 30-70 Н; защиту от повреждения, зажима, попадания на нее посторонних предметов;
- при деформациях крыла, фюзеляжа, оперения должна исключаться возможность заклинивания проводки управления;
- должны исключаться резонансные колебания тяг и тросов проводки управления;
- должно предусматриваться стопорение управления на стоянке.



**Штурвальная колонка.** Отклонением колонки "вперед-назад" управляют органами продольного управления. Отклонение колонки и движение самолета согласуется точно так же, как и при управлении ручкой. Поворотом штурвала влево или вправо обеспечивается отклонение элеронов и создается крен самолета в сторону вращения штурвала.

Независимость управления элеронами и рулем высоты обеспечивается выводом проводки управления от штурвала строго по оси вращения самой колонки. Жесткая проводка от штурвала на этой оси имеет универсальный шарнир.

