*Техническое творчество*

**Тема 8. АВИАМОДЕЛИРОВАНИЕ. (12 ЧАСОВ)**

**Лекция 8.4. Определение основных параметров авиамоделей.**

Какую и для чего именно мы выбираем модель? Самое главное – нужно научиться летать, и взлетать, и держать ее в воздухе, и, конечно же, благополучно приземляться. Поэтому авиамодель, прежде всего, должна отлично подходить для тренировок и обучения, и в последнюю очередь удовлетворять ваши эстетические запросы. Для этого модель должна обладать некоторым набором свойств.

Самолет обязательно должен быть устойчивым, более-менее держаться в воздухе даже без активного вмешательства пилота, хоть некоторое время. Устойчивый самолет «прощает» многие ошибки пилотирования, которые присущи новичку.

Самолет должен быть пригодным к ремонту. Горькая правда состоит в том, что самая первая (ну и вторая, скорее всего, тоже) модель раньше или позже окажется поломанной, или вообще разбитой в труху – по той элементарной причине, что вы только учитесь летать. Поэтому первая учебная модель должна иметь возможность произведения простого и быстрого ремонта повреждений и быть изготовленной из дерева или пенопласта, но не быть сформованной из стеклопластика.

И, конечно же, модель обязательно должна иметь приличную прочность, хоть и не в ущерб ее летным качествам. Модель должна позволять выдерживать довольно жесткие посадки, но и летать при этом неплохо.

**Аэродинамика** - наука, изучающая законы движения газов и их силовое воздействие на поверхность обтекаемых тел.

**Атмосфера Земли**. Воздух, окружающий Землю, является смесью газов. На уровне моря в его обычный состав входят 78% азота, 21% кислорода и 1% прочих газов и водяных паров.

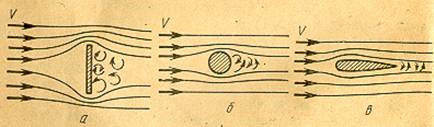
Состояние атмосферы непостоянно: вблизи поверхности земли оно зависит от времени года, суток, географической широты, метеорологических явлений и т. п. Особенно изменяются физические и термодинамические свойства воздуха с изменением высоты.

*Основные параметры, определяющие характеристики атмосферы:*

* **Давление** - это вес столба воздуха, приходящийся на единицу поверхности.   
  У поверхности земли составляет 101325 Па.
* **Плотность**воздуха определяется его массой заключенной в единице объема.  
  На уровне моря заключено 1,226 кг. воздуха. Плотность и давление воздуха резко уменьшаются с подъемом на высоту и на высоте 6,5 км. составляют половину величины плотности и давления на уровне моря.
* **Температура** воздуха измеряется в градусах Цельсия.  Подъем на 1 км. (в тропосфере до 8-12 км.) соответствует понижению температуры в среднем на 6,5 0С.  Однако имеются диапазоны высот, где температура не изменяется либо резко увеличивается с ростом высоты.
* **Вязкость -**это способность жидкостей и газов сопротивляться усилиям сдвига. Вязкость при движении потока вблизи твердых поверхностей образует заторможенный, так называемый пограничный слой газа. Скорость потока в пограничном слое возрастает от нуля на поверхности тела до местной скорости набегающего потока.

Если газ в пограничном слое течет плавно, без завихрений, то такой слой называется **ламинарным**. Если происходят интенсивные завихрения частиц газа, то такой слой называется **турбулентным.**

Толщина пограничного слоя нарастает по мере удаления от передней кромки. Сходя с задней кромки обтекаемого тела, пограничный слой образует попутную струю.

**Аэродинамические  спектры обтекания тел потоком газа.**   
  
Спектры обтекания воздушным потоком тел разной формы:

а) плоская пластина,

б) шар,

в) профиль крыла.

Наиболее плавный спектр обтекания с небольшим завихрением за телом имеет каплеобразное тело. Такие тела в аэродинамике называются удобообтекаемыми.

Возникновение за телом области вихрей является одной из причин образования силы сопротивления, возникающей у тела в потоке воздуха.

Спектры обтекания зависят не только от формы и размеров тела, но от их ориентации по отношению к набегающему потоку.

# Крыло в потоке.

Свойства летательного аппарата в значительной мере определяются аэродинамикой крыла.

Величина аэродинамического качества в первую очередь зависит от его геометрии, которая определяется формой профиля, формой в плане и поперечной стреловидностью.

Профилем крыла  называется форма (контур) сечения крыла.

## Описание: http://www.deltaplanerizm.ru/read/aero/image010.jpg

Основные параметры, характеризующие форму профиля крыла:

Относительная толщина профиля (С) - отношение максимальной толщины профиля Сmax к его хорде B, измеряемое в процентах.  
  
Описание: http://www.deltaplanerizm.ru/read/aero/image012.jpg

Хордой B называется отрезок, соединяющий концевые точки профиля.

Координата Описание: http://www.deltaplanerizm.ru/read/aero/image014.jpg  максимальной толщины профиля  измеряется в процентах от хорды, считая от носка профиля:  
  
Описание: http://www.deltaplanerizm.ru/read/aero/image016.jpg  
Относительная кривизна (выпуклость) профиля (Описание: http://www.deltaplanerizm.ru/read/aero/image020.jpg)  - отношение стрелы прогиба средней линии профиля  fmax  к его хорде, измеряемое в процентах:  
  
Описание: http://www.deltaplanerizm.ru/read/aero/image022.jpg

Стрелой перегиба называется максимальное отклонение средней линии профиля от его хорды.

Средней линией профиля называется проходящая через середины отрезков, соединяющих точки с одинаковой координатой X на верхнем и нижнем обводах профиля.

Крылья, набранные из профилей с разной относительной толщиной называют **аэродинамически закрученными.**

Хорды профилей, составляющих крыло и имеющие разные углы по отношению к продольной оси летательного аппарата задают геометрическую крутку крыла. А крылья называют **геометрически закрученными.**

**Угол атаки крыла (ориентировка крыла в воздушном потоке).**

Величина действующей на крыло аэродинамической силы зависит от угла, которым крыло встречает набегающий поток воздуха. Этот угол именуемый углом атаки a, определяется для изолированного профиля как угол между хордой профиля и вектором скорости набегающего потока.  Угол атаки может быть положительным, отрицательным и нулевым.

## Полная аэродинамическая сила крыла.

Согласно третьему закону Ньютона сила воздействия крыла на воздух равна силе воздействия воздушного потока на крыло. Эта сила получила название полной аэродинамической силы R крыла. Если обтекание крыла имеет симметричный характер, то направление силы R совпадает с направлением воздушного потока.

При несимметричном обтекании профиль крыла деформирует набегающий на него поток воздуха таким образом, что на верхней поверхности крыла скорость обтекания возрастает, а давление воздуха уменьшается. На нижней поверхности крыла скорость обтекания крыла уменьшается, а давление возрастает. Перед носом крыла поток тормозится, поэтому в данной зоне давление воздуха повышается, а за задней кромкой крыла, где поток воздуха отрывается, возникает область разряжения.

Силовое воздействие воздушного потока на крыло проявляется не только в виде давления, но также и в виде трения воздуха в пограничном слое. От общего воздействия разности давлений воздуха под и над крылом, перед крылом и за ним, а также трения в пограничном слое образуется полная аэродинамическая сила крыла. Полную аэродинамическую силу R удобно разложить на два направления: вдоль потока и перпендикулярно ему. Составляющую R направленную вдоль потока воздуха в сторону, противоположную направлению движения крыла обозначают через **Q** и называю силой лобового сопротивления.

Составляющую полной аэродинамической силы, направленную перпендикулярно к набегающему потоку воздуха, обозначают через **Y** и называют подъемной силой.

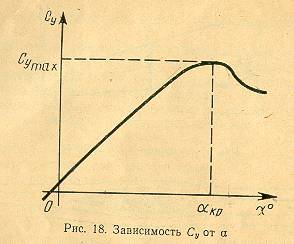
## Подъемная сила крыла.

Причиной возникновения подъемной силы является разность давлений воздуха на верхней и нижней поверхности крыла.

Формула подъемной силы крыла по структуре аналогична формуле полной аэродинамической силы R:

где Cy - коэффициент подъемной силы, учитывающий форму профиля, угол атаки и определяемый опытным путем в аэродинамической трубе или расчетным методом.

## Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

Описание: http://www.deltaplanerizm.ru/read/aero/image040.jpg  
  
Опыт показывает, что при увеличении угла атаки крыла коэффициент подъемной силы Cy сначала возрастает, а затем при достижении какого-то максимального значения, с дальнейшем увеличением угла атаки начинает уменьшаться.  
  


Угол атаки αкр, при котором коэффициент подъемной силы достигает максимального значения, называют критическим углом атаки. На закритических углах, т. е. при α > αкр коэффициент Cy  уменьшается вследствие срыва потока с верхней поверхности крыла.