**Горизонтальный полёт симметричного самолёта**

Попробую показать, почему самолёт с симметричным профилем крыла и ГО, установленных на одной оси с осью винта с установочным углом=00, вообще летит в горизонтальном полёте с неотклонённым РВ, а также может лететь в горизонте как в прямом, так и в перевёрнутом полёте.

Почему в заголовке присутствует фраза «симметричного самолёта»? Потому что необходимым условием является равенство лобового сопротивления частей самолёта над продольной осью и под ней.

Характерным сечением крыла, если оно не с постоянной хордой, является средняя аэродинамическая хорда САХ, по которой и осуществляются все расчёты продольной устойчивости и управляемости.

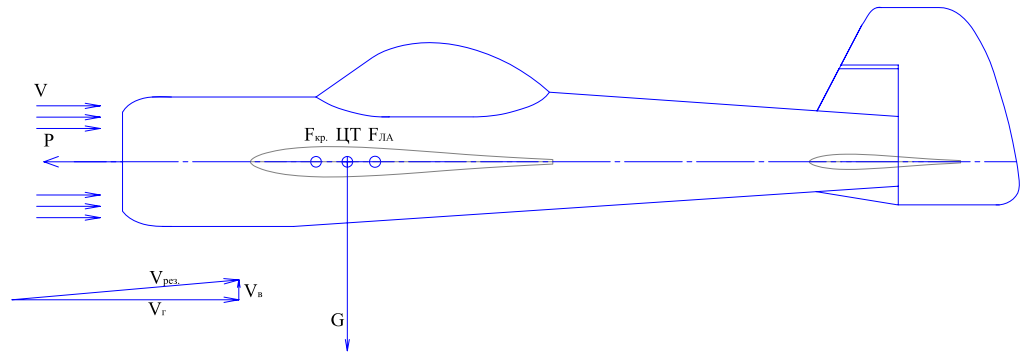
Характерными точками на САХ являются аэродинамический фокус крыла Fкр, аэродинамический фокус самолёта FЛА, который на самолёте нормальной схемы за счёт влияния несущих свойств ГО и (в меньшей степени) фюзеляжа находится сзади Fкр, и центр тяжести самолёта ЦТ.

Самолёт должен быть статически устойчивым в продольном отношении, чтобы им можно было управлять без дополнительных автоматов устойчивости (искусственной устойчивости). Поэтому ЦТ находится спереди FЛА.

На первом рисунке показано исходное положение самолёта, который движется горизонтально со скоростью V с углом атаки α=0. При этом на самолёт действуют сила тяжести (вес) G, сила тяги винта Р и сила лобового сопротивления, изображением которой я не стал загромождать рисунки. Условием постоянства скорости является равенство Р и Х (тяги и лобового сопротивления).

Самолёт на первом рисунке лететь не может, т.к. вес ничем не уравновешен, при α=0 симметричный профиль не создаёт подъёмную силу. Следовательно, самолёт начнёт двигаться вниз под действием G. При этом появляется вертикальная скорость Vв. Сложив векторы V и Vв по правилу треугольника, получим результирующую скорость Vрез., которая направлена под некоторым углом к продольной оси, т.е. к хорде крыла и оперения. Вот и появился угол атаки. В фокусе крыла Fкр, с которым на симметричных профилях на всех рабочих углах атаки совпадает центр давления, возникает подъёмная сила крыла Yкр. Т.к. Fкр находится спереди ЦТ, возникает продольный момент относительно ЦТ на кабрирование. Самолёт начинает разворачиваться относительно вектора горизонтальной скорости (задирает нос или опускает хвост – кому как нравится).

Продольный момент от Yкр является дестабилизирующим, т.е. он старается увеличивать угол атаки. К нему добавляется момент от вертикальной составляющей тяги винта Рв. Но при наличии угла атаки на ГО возникает подъёмная сила Yго, которая будет создавать пикирующий момент относительно ЦТ. Горизонтальная составляющая тяги также будет создавать пикирующий момент и стараться вернуть самолёт к нулевому углу атаки. Силы Yкр, Рв и Yго направлены вверх и компенсируют вес G. В сумме они равны подъёмной силе самолёта Y=Yкр+Рв+Yго.

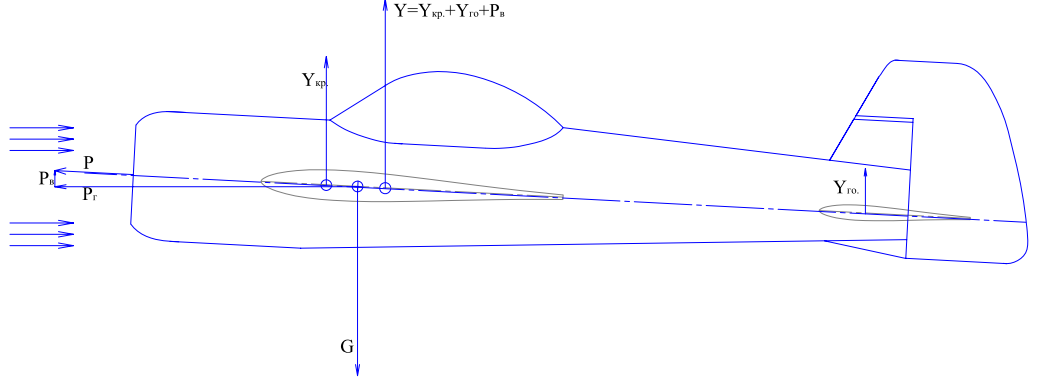


На определённой скорости, когда будут соблюдены равенства

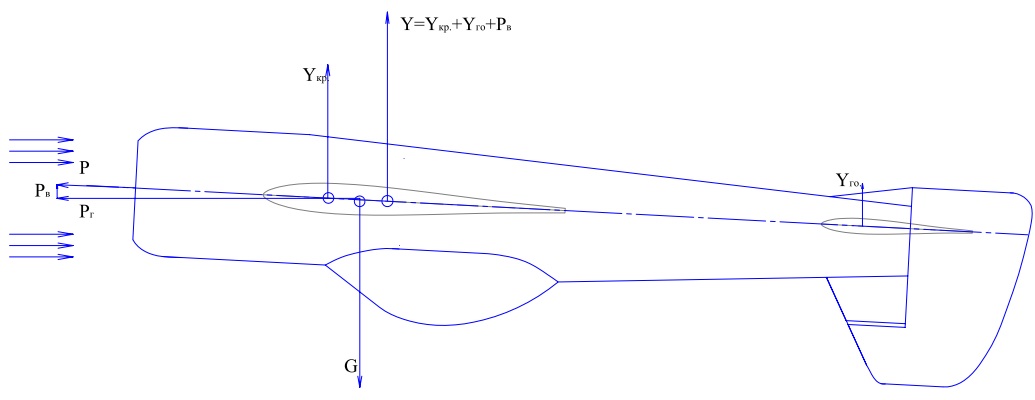
Рг=Хг

Y=G

самолёт будет лететь горизонтально.



Если на этой же скорости перевести самолёт в перевёрнутый полёт, он так же окажется сбалансированным.



Балансировочная скорость горизонтального полёта симметричного самолёта с неотклонённым РВ зависит от площади и плеча ГО, а также от его несущих свойств и от плеча приложения силы тяги.

В общем горизонтальный полёт симметричного самолёта с неотклонённым РВ возможен только на одной определённой для конкретной модели скорости.

Если добавить тягу, самолёт начнёт увеличивать скорость и кабрировать. Через какое-то время, когда уравновесятся тяга и сопротивление, самолёт снова сбалансируется уже на другом угле атаки. Если уменьшить тягу, то скорость и Y будут уменьшаться и самолёт начнёт снижаться. Но это уже не горизонтальный полёт и рассматривать его здесь нет смысла.

Критикуйте, может я что-то и упустил.