

УДК 629.7.01: 533

## ПОДЪЕМНАЯ СИЛА КРЫЛА. ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ КРЫЛА НА ЛЁТНЫЕ СВОЙСТВА САМОЛЁТА

**Маслов Валерий Андреевич**

Тюменская область, г. Тюмень, МАОУ СОШ № 92, 11Д-3 класс

*Научный руководитель: Макарова Елена Федоровна, г. Тюмень, МАОУ СОШ № 92, учитель физики*

Большой вклад в разработку теории крыла, да и вообще аэродинамической теории, внес русский ученый, профессор Н.Е. Жуковский (1847–1921). Еще до полетов человека Жуковский сказал интересные слова: «Человек не имеет крыльев, и по отношению веса своего тела к весу мускулов в 72 раза (!) слабее птицы. Но я думаю, что он полетит, опираясь не на силу своих мускулов, а на силу своего разума» [1].

Попробуем ответить на самый главный вопрос: почему самолеты не падают на землю, несмотря на то, что на них действует сила тяжести?

**Крыло** в авиационной технике – несущая поверхность, имеющая в сечении по направлению потока профилированную форму и предназначенная для создания аэродинамической подъемной силы. Крыло самолёта может иметь различную форму в плане, а по размаху – различную форму сечений в плоскостях, параллельных плоскости симметрии самолёта, а также различные углы крутки сечений в указанных плоскостях [2].

Итак, **подъемная сила** – составляющая полной аэродинамической силы, перпендикулярная вектору скорости движения тела в потоке жидкости или газа, возникающая в результате несимметричности обтекания тела потоком [2].

Авиация давно перешагнула звуковой барьер, который измеряется так называемым числом Маха – в механике сплошных сред – один из критериев подобия в механике жидкости и газа. Представляет собой отношение скорости течения в данной точке газового потока к местной скорости распространения звука в движущейся среде – назван по имени немецкого учёного Эрнста Маха, являющееся мерой влияния сжимаемости среды в потоке данной скорости на его поведение [3].

Число Маха

KtoNaNovenkogo.ru

$$M = \frac{v}{a},$$

где  $v$  — скорость потока (самолета), а  $a$  — местная скорость звука,

Угол атаки – угол между направлением вектора скорости набегающего на тело потока (жидкости или газа) и характерным продольным направлением, выбранным на теле, у крыла самолёта это будет хорда крыла [4].

### Эксперимент "Создание модели для изучения подъемной силы крыла"

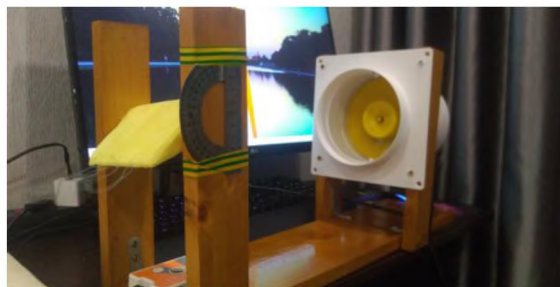


Рис. 1. Измерение подъемной силы крыла при разных углах атаки

Я собрал установку, которую мы видим на фото. Подъемную силу крыла я измерял с помощью датчика силы из цифровой лаборатории «Einstein» или "Releon".

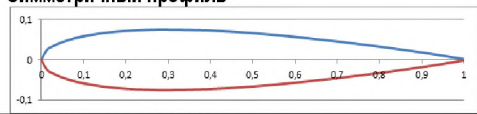
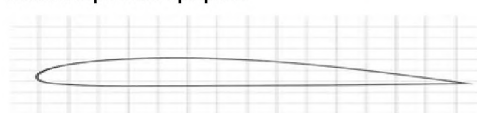


Рис. 2. Цифровая лаборатория "Releon", «Einstein»

Сверху на датчике силы стоит рамка с профилем, подъемную силу которого мы и измеряли. Мы меняли угол атаки крыла, направляя его вверх или вниз и этот угол измеряли транспортиром.

Данные занесли в таблицу и построили график зависимости подъемной силы крыла в Ньютонах от угла атаки (таблица 1 и графики приведены ниже).

Таблица 1. Зависимость подъемной силы крыла от угла атаки симметричного и несимметричного профиля крыла (данные эксперимента)

Угол атаки, °		10	20	30	0	-10	-20	-30
Подъемная сила, Н	<b>Симметричный профиль</b> 	0,1	0,21	0,29	0	-0,1	-0,2	-0,3
	<b>Несимметричный профиль</b> 	0,25	0,35	0,45	0,15	0,05	-0,05	-0,15

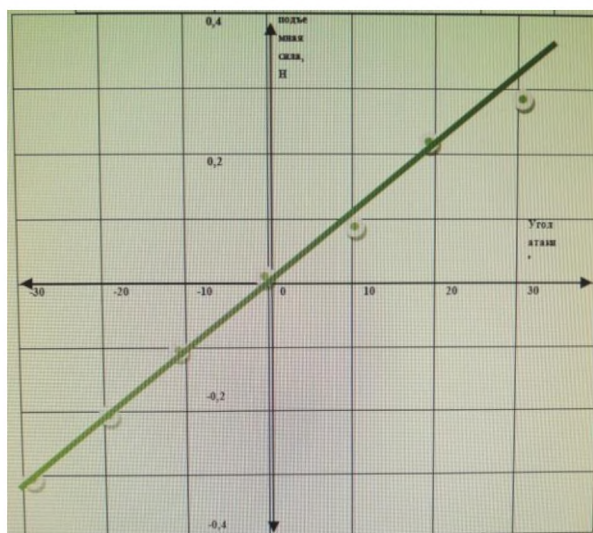


Рис. 3. График зависимости подъемной силы крыла от угла атаки симметричного профиля крыла

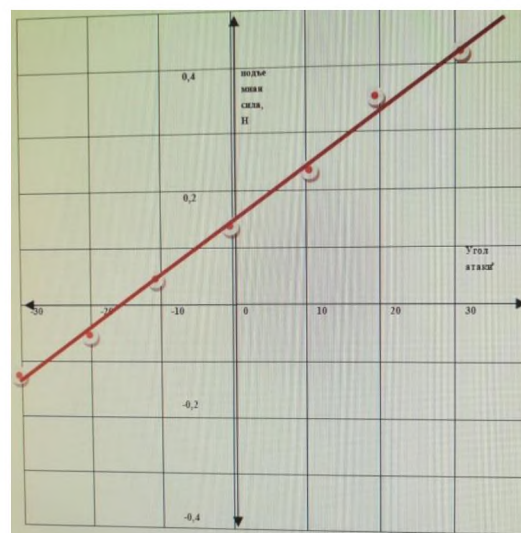
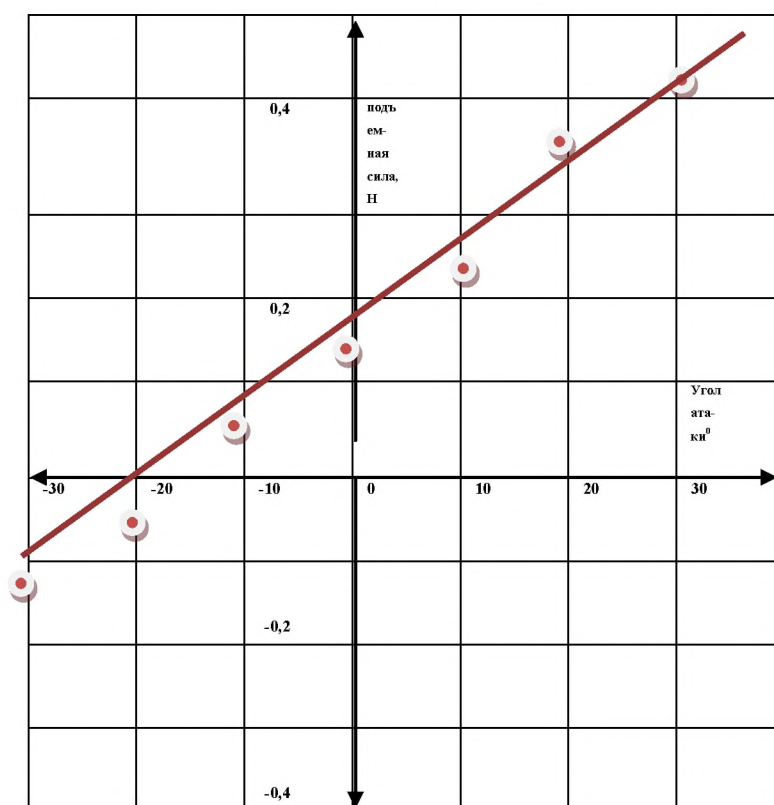
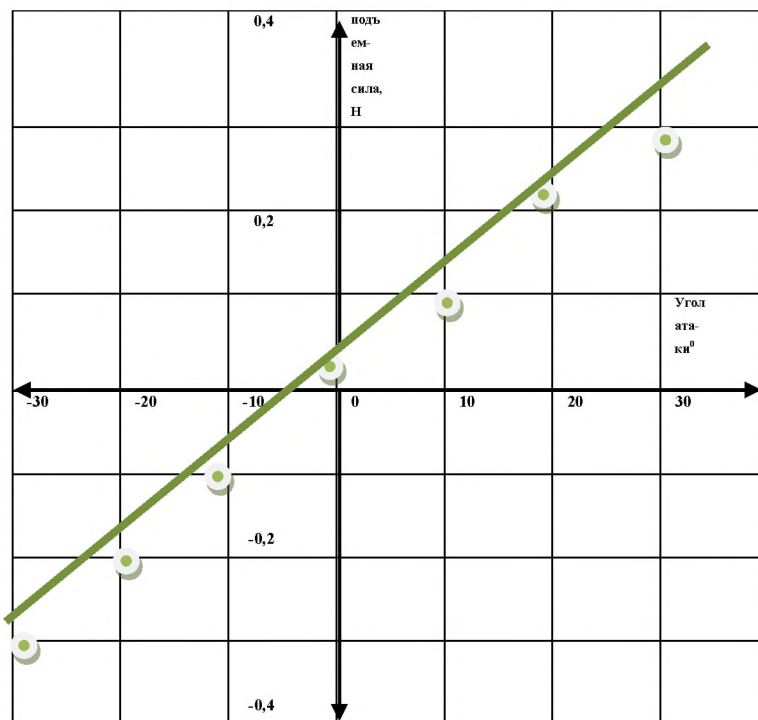


Рис. 4. График зависимости подъемной силы крыла от угла атаки несимметричного профиля крыла

ИЛИ



Из эксперимента ясно, что профиль крыла бывает симметричный и несимметричный. Мы видим, что подъемная сила симметричного профиля прямо пропорциональна углу атаки и крыло с таким профилем может поднять самолет в воздух только при положительных углах атаки. Подъемная сила крыла больше у несимметричного профиля крыла. Подъемная сила крыла прямолинейно зависит от угла атаки. Но у крыла с несимметричным профилем при нулевом угле атаки подъемная сила уже не равна нулю. И она остается положительной даже при небольших отрицательных значениях угла атаки [3].

Как же возникает подъемная сила?

Поток воздуха, набегающий на наклонное крыло, отклоняется крылом вниз. Это изменение скорости вызвано силой, действующей на воздушный поток со стороны крыла и направленной вниз. А со стороны воздуха на крыло, по третьему закону Ньютона, действует такая же сила, направленная вверх (рисунок 5).

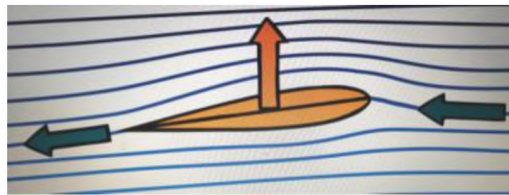


Рис. 5.

Это и есть простейшее объяснение возникновения подъемной силы крыла. Чтобы увидеть это отбрасывание воздушной струи прикрепим нитки к задней кромке крыла. Включим воздуходувку. И нитки вытянулись вдоль плоскости крыла, показывая направление воздушного потока. Увеличим угол атаки. Видно, что воздушная струя теперь отбрасывается вниз. Сделаем угол атаки отрицательным и теперь струя отклоняется вверх [5].

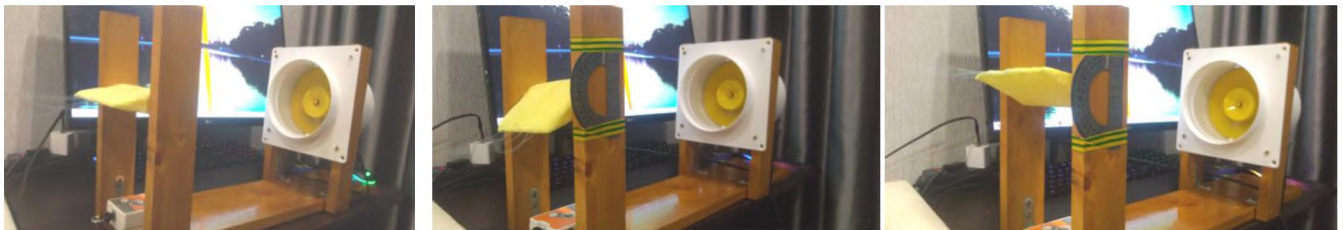


Рис. 6. Отбрасывание воздушной струи при разных углах атаки

Из за несимметричности профиля поток воздуха с задней кромки крыла уходит вниз и при нулевом угле атаки. А значит, на крыло со стороны воздуха действует сила, направленная вверх (рис. 7).



Рис. 7

Попробуем объяснить это на основании принципа Бернулли, который гласит, что для ламинарных течений сумма давления и скоростного давления вдоль линии тока остается величиной постоянной.

$$\rho v^2/2 + p = \text{const}$$

Теперь рассмотрим трубку тока, проходящей над верхней поверхностью крыла. Из за выпуклости этой поверхности над крылом эта трубка сужается, скорость воздуха возрастает и тем самым давление падает [6] (Рис. 8).

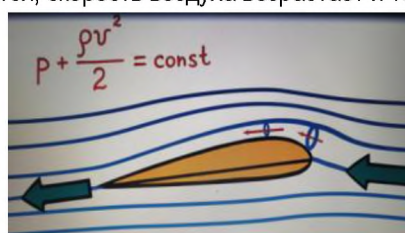


Рис. 8

А на нижней поверхности сужение трубки не будет таким сильным. В результате давление снизу будет больше давления сверху. И эта разность давлений создает подъемную силу [6].

Это второе объяснение не противоречит первому, а дополняет его.

Другой вариант: рассмотрим поток воздуха, идущего вдоль верхней поверхности крыла. Он движется не по прямой, а по дуге, загibaясь вниз, а это означает, что давление вблизи поверхности крыла меньше, чем давление на некотором расстоянии от этой поверхности (Рис. 9).

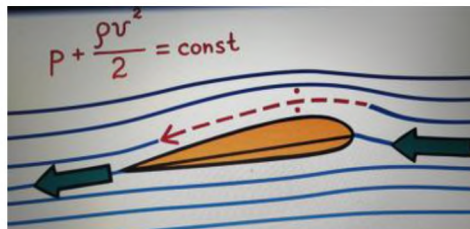


Рис. 9

И мы еще одним способом доказали, что давление над верхней поверхностью крыла является пониженным [6].

#### Список литературы.

1. Стасенко А.Л. Физика полета. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. литературы (Библиотечка квант. Выпуск 70), 1988. 144 с.
2. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Часть 1. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. М., 1976.
3. Почему и как возникает подъемная сила и лобовое сопротивление. URL: <http://flyinghobby.ru/flymodels/>
4. Угол атаки крыла. URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Угол\\_атаки](https://ru.wikipedia.org/wiki/Угол_атаки)
5. Аэродинамика крыла. URL: <http://rjstech.com/aerodinamika-i-modelirovanie/osnovy-aerodinamiki/>
6. Подъемная сила крыла и полет самолета. URL: <http://physel.ru/mainmenu-4/eainmenu-15/197-s-192-.html>