Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Факультет: «Ракетно-космическая техника»  
  
Кафедра СМ-1:

«Космические аппараты и ракета-носители»

Лабораторная работа №1

за 6 семестр

по курсу

"Теория полёта, баллистика и аэродинамика."

«Симметричный профиль крыла в дозвуковом несжимаемом потоке»

Выполнила студентка группы РКТ2-61 Серебрянников О. А.

подпись дата

Проверил преподаватель: Луценко Александр Юрьевич

подпись дата

Москва, 2020

*Цель работы* — найти распределение давления по профилю крыла, обтекаемого малоскоростным дозвуковым потоком; вычислить коэффициенты подъемной силы, лобового сопротивления, момента тангажа, качества и другие аэродинамические характеристики профиля при различных углах атаки; построить векторную диаграмму коэффициента давления для исследуемого профиля и графики аэродинамических характеристик.

Задача определения параметров обтекания изолированных профилей несжимаемой средой имеет важное практическое значение. Ее приходится решать при проектировании крыльев, органов управления и конструктивных элементов не только летательных аппаратов (ЛА), но и многих других объектов: кораблей на подводных крыльях, подводных лодок, турбин.

При описании движения будем использовать уравнение Бернулли и уравнение неразрывности в форме уравнения расхода для одномерного установившегося течения. Интеграл Бернулли для несжимаемой среды:

Уравнение расхода имеет вид при несжимаемом потоке:

Здесь , , и – соответственно давление, плотность, скорость и давление торможения невозмущённого набегающего потока.

Для поиска распределения давления по поверхности ЛА воспользуемся коэффициентом давления:

Где – избыточное давление в данной точке,

– скоростной напор.

Тогда коэффициент давления в точке полного торможения – в точке А равен

Расчёт аэродинамических коэффициентов:

Индексы р – коэффициенты, связанные с действием сил давления, индексы f – коэффициенты, связанные с действием сил трения.

Составляющие нормальной силы и момента тангажа от трения имеют для дозвукового профиля очень небольшие значения, и поэтому ими пренебрегаем.

В теоретической части был представлен вывод расчётных формул аэродинамических коэффициентов, приведём здесь их без вывода:

Зная аэродинамические коэффициенты в связанной системе координат, можно определить соответствующие их значения в поточной системе координат:

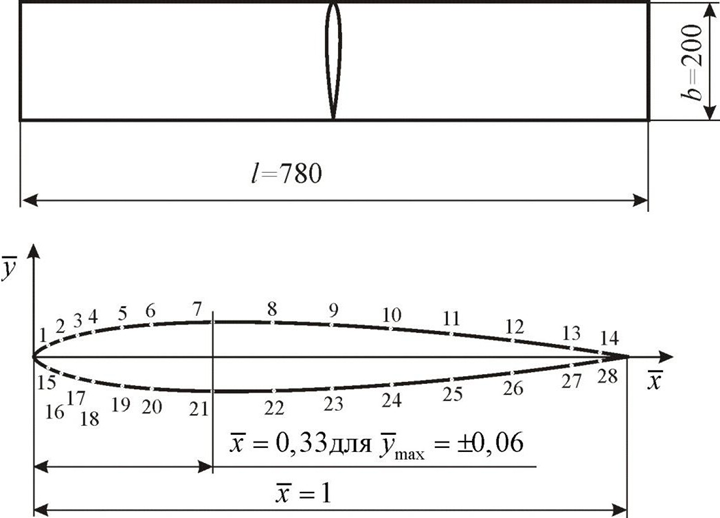
Коэффициент центра давления

Аэродинамическое качество

В дальнейшем аэродинамические характеристики профиля будут рассмотрены как функции от различных углов атаки.

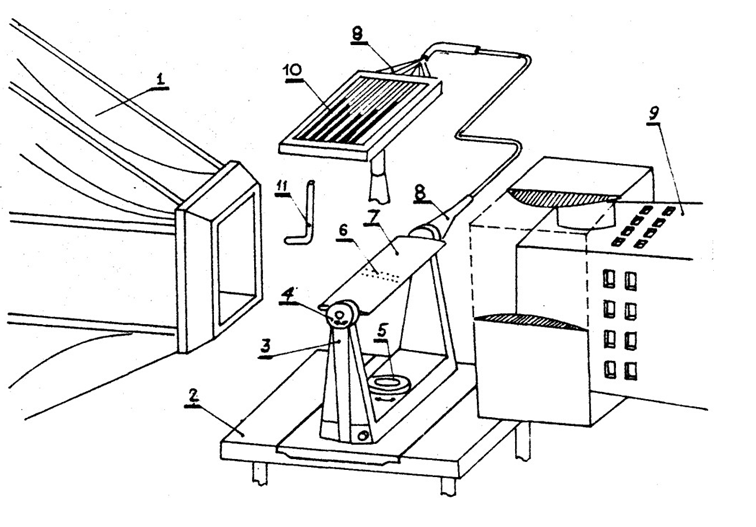
Экспериментальная часть.

При экспериментальных исследованиях вместо профиля (не имеющего толщины) рассматривают элементарный участок прямоугольного крыла условно бесконечного размаха. В данной работе использована модель с удлинением .

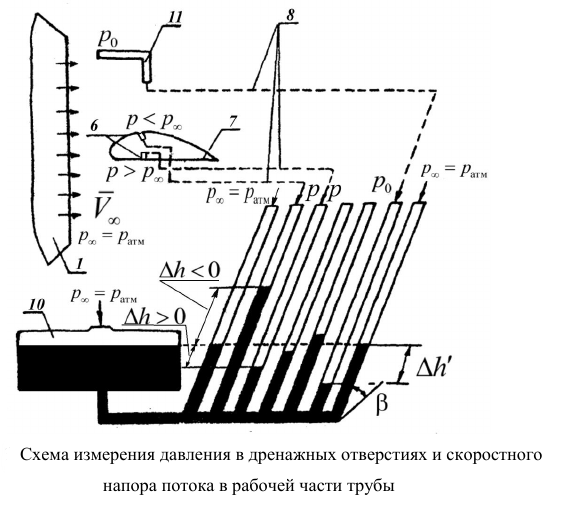
**

Модель крыла устанавливается в рабочей части малоскоростной дозвуковой аэродинамической трубы. На рис. 15 показана схема установки для проведения дренажных испытаний модели крыла в дозвуковом потоке: 1 - сопло аэродинамической трубы; 2 - аэродинамический стол; 3 - стойка;

4 - механизм изменения углов атаки; 5 - механизм изменения углов скольжения; 6 - дренажные отверстия; 7 - модель крыла; 8 - дренажные трубки; 9 - диффузор; 10 - батарейный микроманометр; 11 - трубка Пито.



Воздействие воздушного потока на обтекаемую им модель приводитк возникновения на профиле определенного характера распределения давлений. Эти давления, воспринимаемые дренажными отверстиями, изменяют положение уровней жидкости в отсчетных коленах батарейного микроманометра(рис ниже).



Разность уровней манометрической жидкости в резервуаре и в отсчетном колене в миллиметрах соответствует избыточному давлению , равному разности давлений в соответствующем i-м дренажном отверстии и в рабочей части трубы. При этом в открытой рабочей части малоскоростной дозвуковой аэродинамической трубы статическое давление равно атмосферному .

Избыточное давление может быть положительным или отрицательным, или равным нулю. Подсчитывается оно по формуле

где – тарировочный коэффициент манометра; – изменение уровня жидкости в отсчетом колене; – удельный вес манометрической жидкости; β - угол наклона плоскости манометрических трубок. В соответствии со схемой измерения давлений, приведенной на рис. выше, при подъеме манометрической жидкости в отсчетных коленах 0 , а при опускании 0.

Как было показано выше, для построения векторных диаграмм и расчета аэродинамических коэффициентов используются значения коэффициента давления на поверхности модели профиля. Для их расчета нужно измерить скоростной напор потока в рабочей части трубы. Для этого в поток вводится трубка Пито (поз. 11 на рис. ранее) –трубка полного напора, соединенная с одним из колен манометра. Тогда в соответствии с уравнением Бернулли с учетом показания этого колена манометра

где - тарировочный коэффициент трубки Пито.

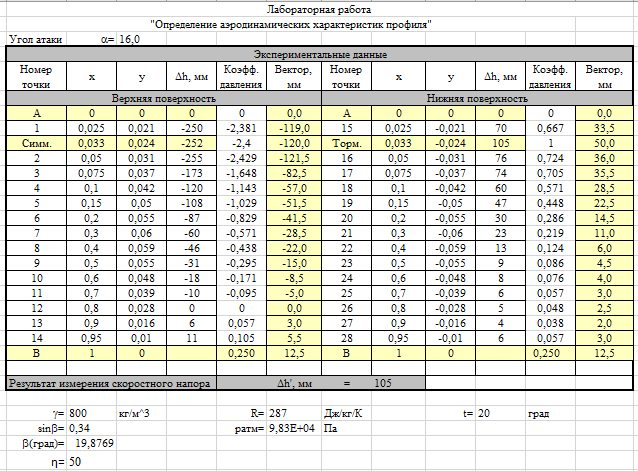
И на основании формул выше находим коэффициент давления в некоторой точке профиля:

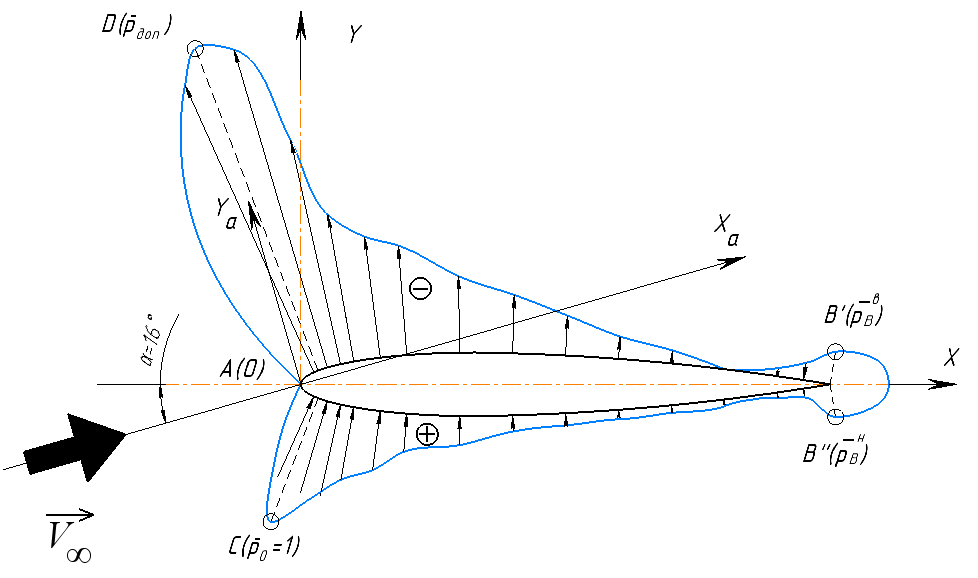
Расположение дренажных отверстий на модели профиля.

В центральном сечении модели выполнены дренажные отверстия диаметром порядка 0,5 мм, воспринимающие давления, которые измеряются манометром. Точки передней (A) и задней (B) кромок не дренированы.

Координаты дренажных отверстий представлены в Таблице 1.

Таблица 1.





Векторная диаграмма коэффициента давления. (Масштаб 1:1)

Для угла атаки равного 16° рассчитаем аэродинамические характеристики профиля:

Коэффициент продольной силы от трения:

Вследствие того, что данное значение мало различается для остальных углов, будем использовать его для расчёта всех коэффициентов.

Коэффициент нормальной силы

Воспользовавшись геометрических смыслом интеграла, найдем чему он будет равен – сумме площадей маленьких трапеций с высотами dx. Тогда зная коэффициент давления в каждой точке , можно записать(dx=):

Коэффициент продольной силы.

Путём аналогичных рассуждений, как и в предыдущем пункте получим:

Коэффициент момента тангажа

Аналогично (все преобразования были приведены в методическомуказании):

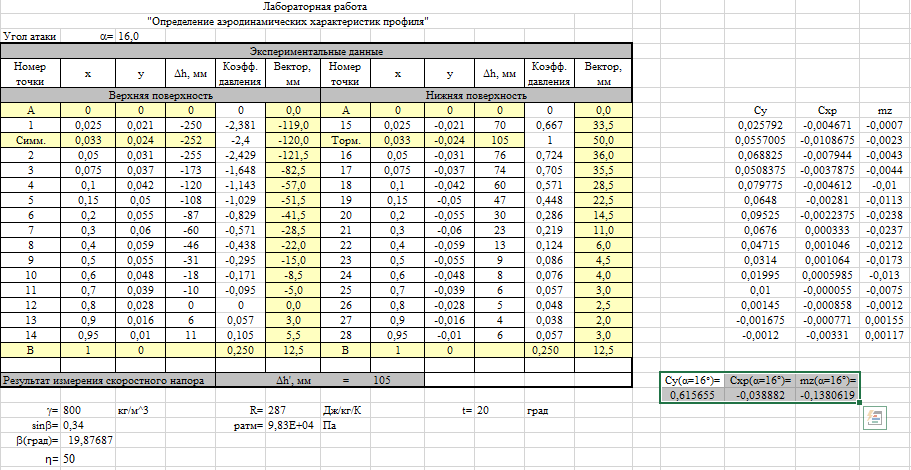
Коэффициенты подъёмной силы и силы лобового сопротивления

Коэффициент центра давления

Аэродинамическое качество

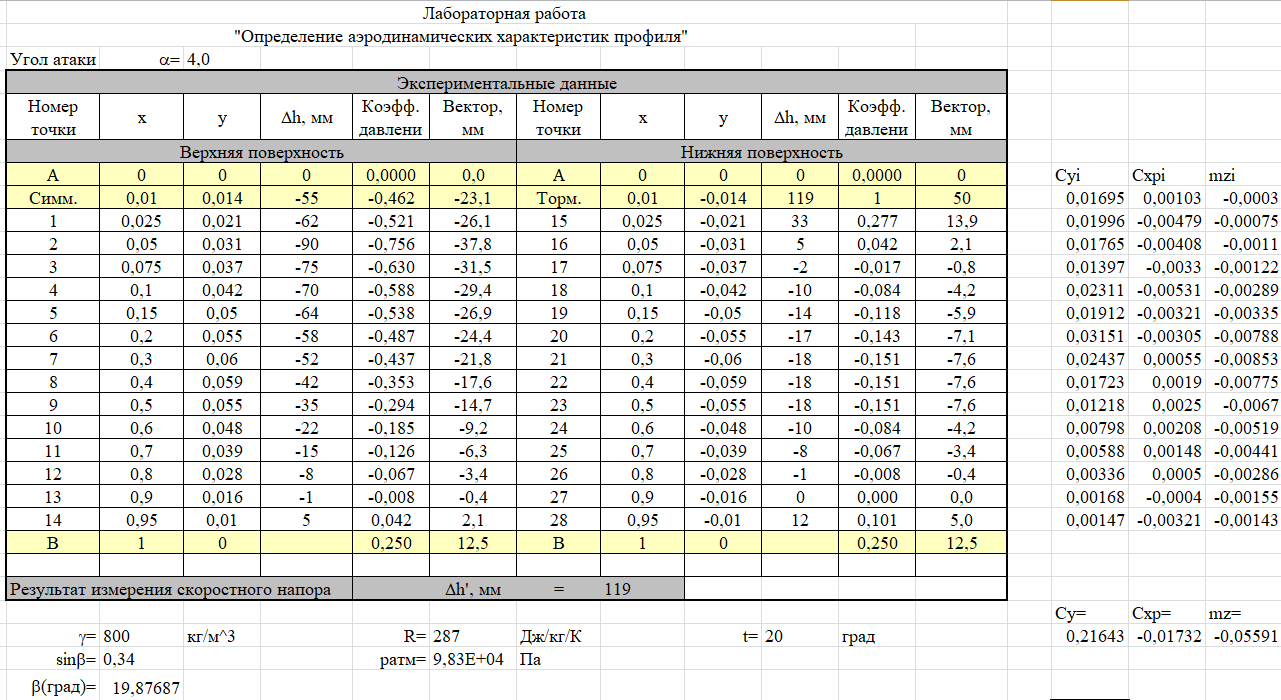
*01*

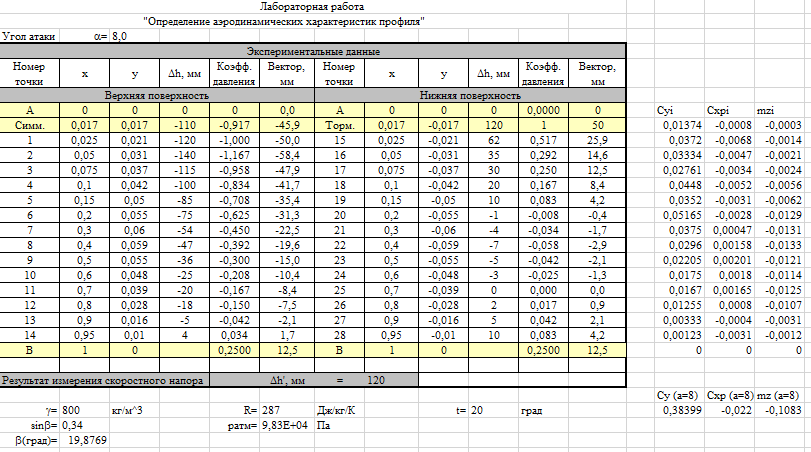
При расчётах использовались данные таблицы Excel

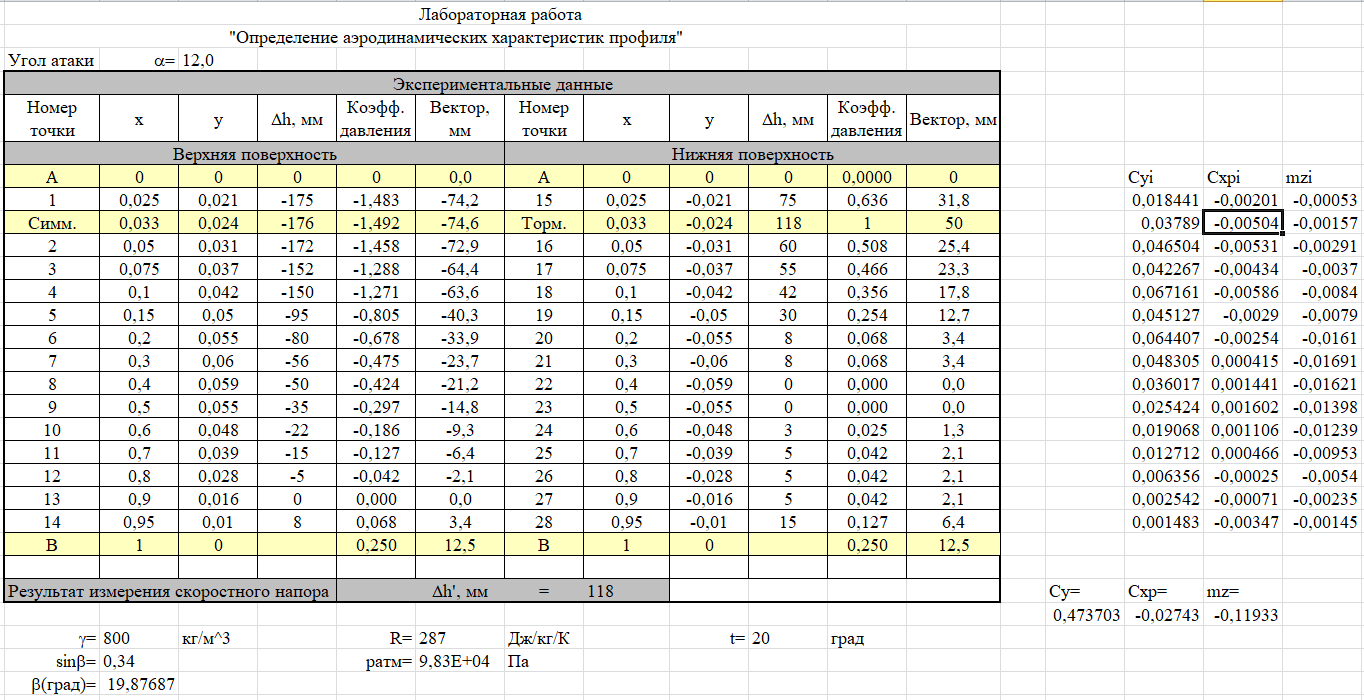


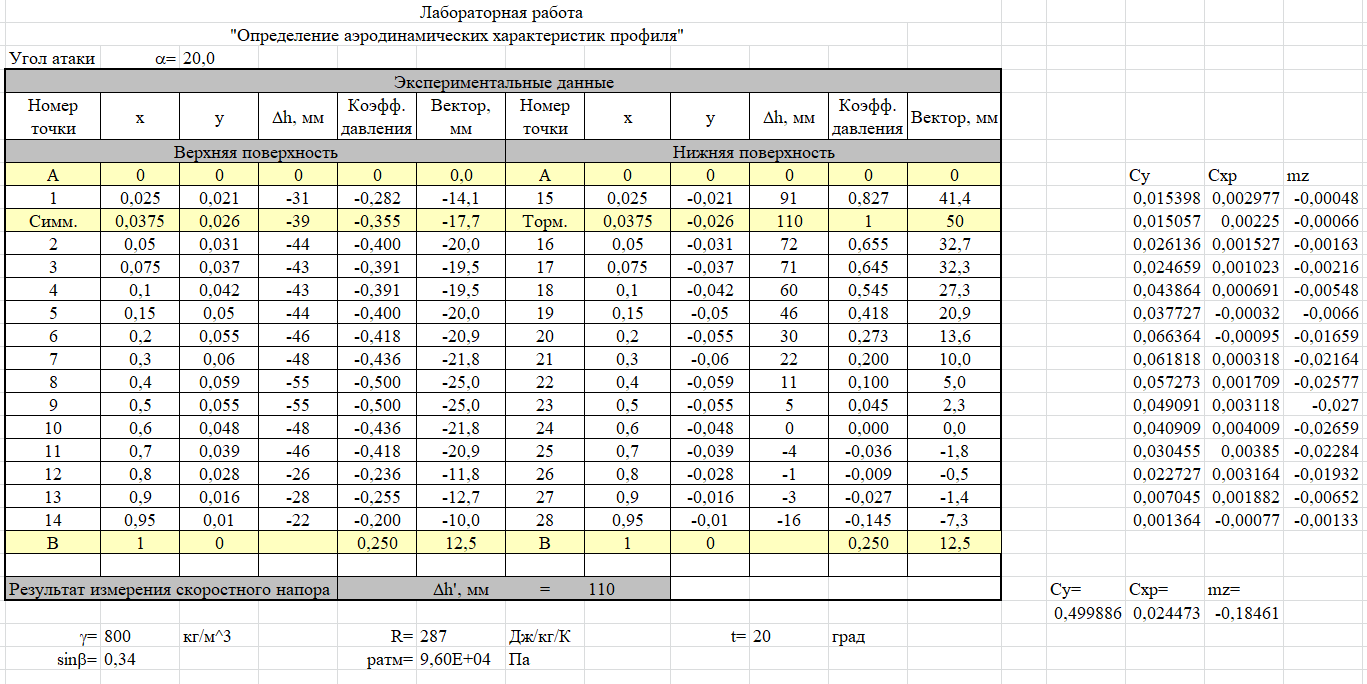
Аналогично, получим по формулам значения для других углов:

Данные взяты из таблиц Exel

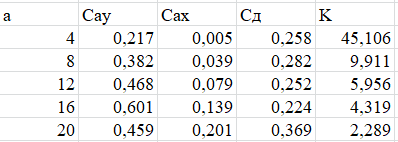




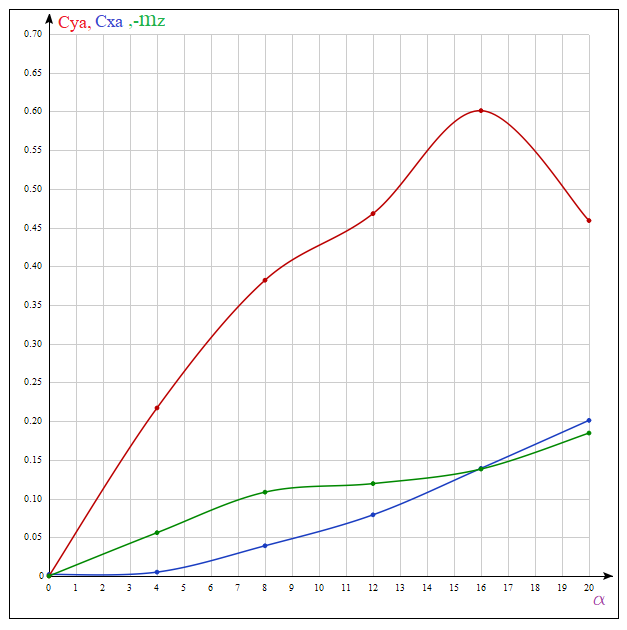




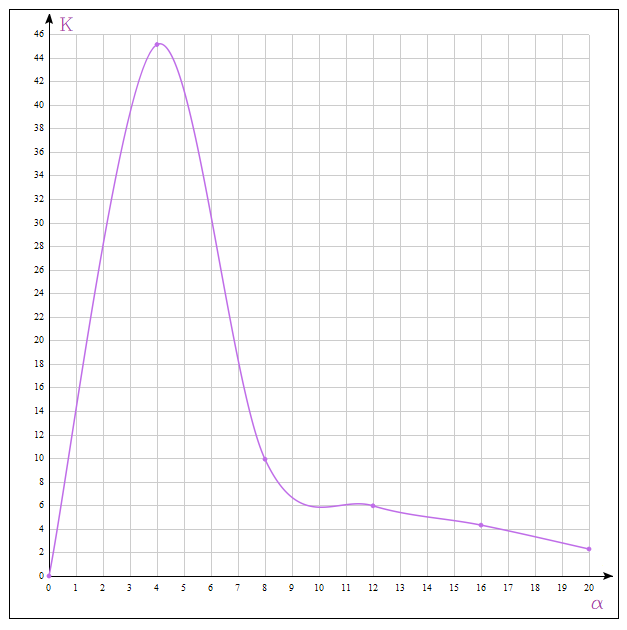
Аэродинамические характеристики при различных углах атаки



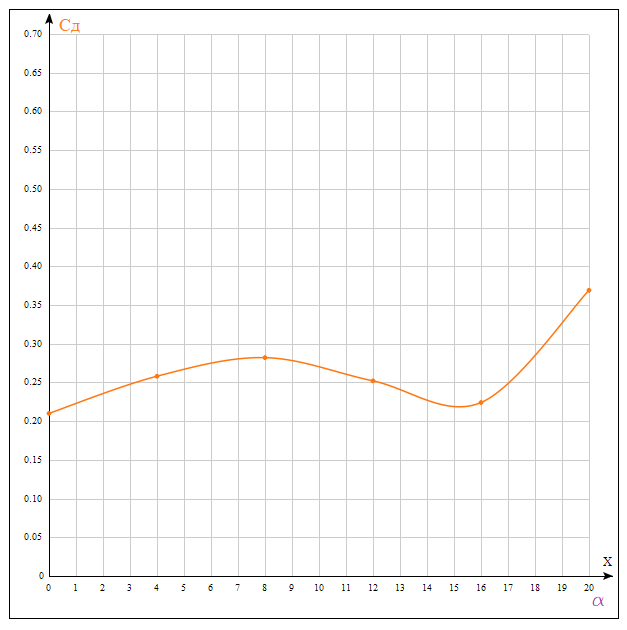
Графики зависимости АДХ профиля от угла атаки.



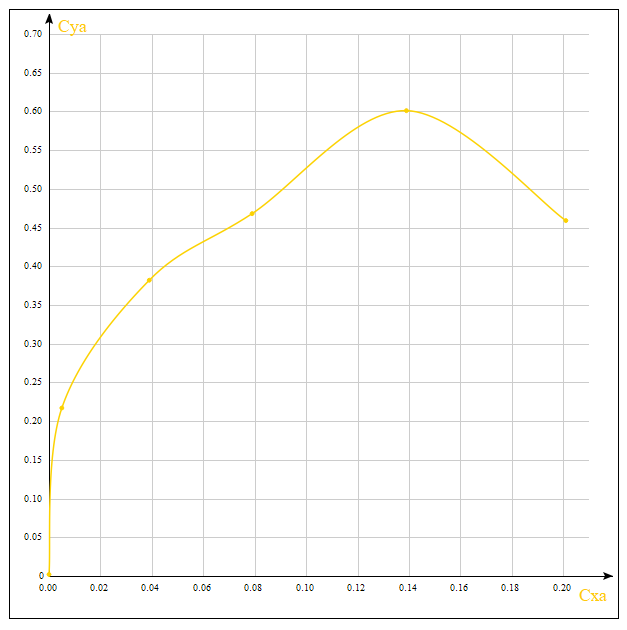
Зависимость коэффициентов подъёмной силы, силы лобового сопротивления и момента тангажа (взят с противоположным знаком).



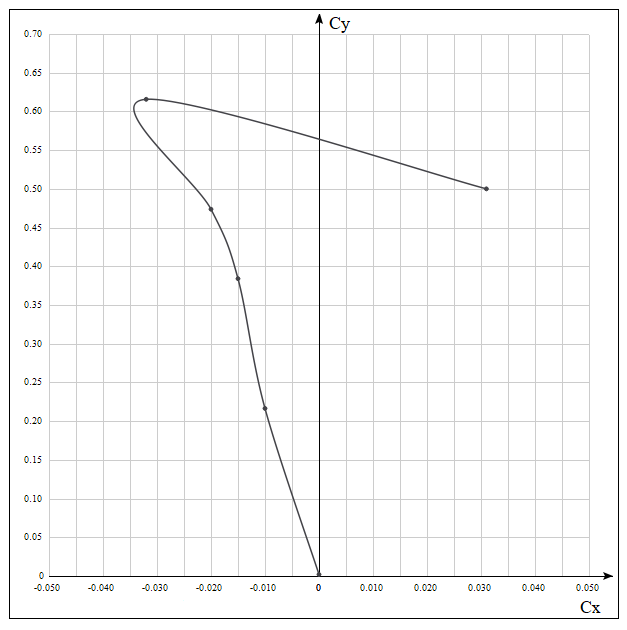
Зависимость аэродинамического качества симметричного профиля от угла атаки.



Смещение центра давления при отрывном обтекании.



Поляра первого рода.



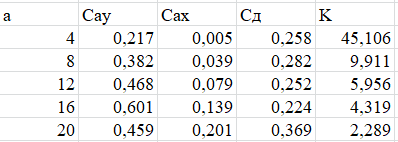
Поляра второго рода.

Вывод: были замерены значения давления в дренажных точках, построена диаграмма распределения давлений, определены аэродинамические коэффициенты профиля и аэродинамические характеристики профиля, построены графики зависимости АДХ от угла атаки.

**Дополнительный вопрос:**

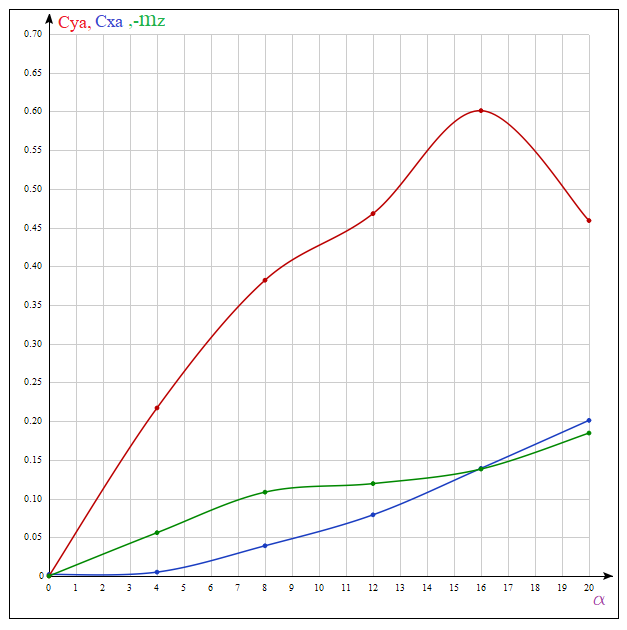
Оценить прижимную силу, вызываемую автомобильным антикрылом, имеющим такую же форму, как и профиль в эксперименте: угол атаки относительно местного потока α=8°, хорда b=0,2 м, размах l=1 м, скорость автомобиля 180 км/ч. (плотность воздуха )

Воспользовавшись расчётами из таблицы аэродинамических характеристик при разный углах:



Также можно было бы воспользоваться графиком (если бы α не был равен одному из вариантов расчёта):

Графики зависимости АДХ профиля от угла атаки.



Можно выяснить, что для α=8°:

* коэффициент подъёмной силы в поточной системе координат = 0,382

Так как крыло симметричное, то он будет равен коэффициенту прижимной силы (с обратным знаком, но так как мы определяем модуль прижимной силы то будем использовать значение )

Также скорость набегающего потока нужно перевести в .

Теперь можно посчитать скоростной напор:

Тогда мы можем посчитать прижимную силу по форме из учебника “Аэродинамика” под редакцией Калугина: