

Кафедра динамики и управления полётом летательных аппаратов



Дисциплина: Гидрогазоаэродинамика

Выполнил студент Топольницкий А.А.

Группа А183

Преподаватель Горохова П.Д.

Подпись преподавателя

Дата

Защита		
--------	--	--

Санкт-Петербург

2020 г.

Цель работы – измерить распределение давления по поверхности крылового профиля и, используя опытные данные, найти аэродинамические коэффициенты: лобового сопротивления c_x , подъёмной силы c_y , момента тангажа c_{mz} , а также определить положение центра давления.

Схема осей и сил, действующих на крыло и её пояснение:

Распределение давления по крыловому профилю измеряется при продувке в дозвуковой аэродинамической трубе прямоугольного в плане крыла, постоянного во всех поперечных сечениях профиля. Крыловой профиль рассматривается относительно двух координатных систем: связанной xOy и скоростной x_1Oy_1 . Ось Ox ориентирована вдоль хорды крылового профиля, соединяющей носовую точку O с концевой точкой A . Ось Ox_1 направлена параллельно вектору скорости невозмущённого потока. Угол между осями Ox и Ox_1 – угол атаки α .

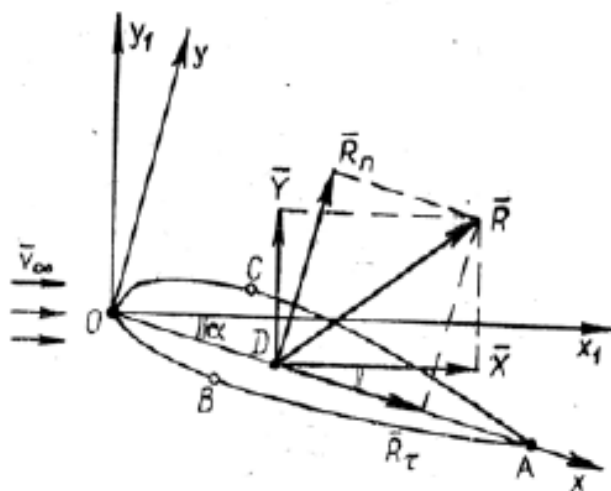


Рисунок 1. Суммарные силы, действующие на профиль крыла

На контуре крылового профиля выделяют нижнюю поверхность крыла ОВА и верхнюю ОСА. На этих поверхностях точки В и С максимально удалены от хорды крыла; соответственно на нижней и верхней поверхностях крыла выделяют лобовую поверхность ВОС и кормовую ВАС.

На рисунке 1 точкой D отмечен центр давления, в котором приложена равнодействующая аэродинамическая сила \bar{R} , которую можно разложить на две взаимно перпендикулярные составляющие. Если они параллельны осям

скоростной координатной системы, то составляющая X называется силой лобового сопротивления, Y – подъёмной силой. Если же эти составляющие параллельны осям связанной координатной системы, то составляющая R_t называется продольной силой, R_n – нормальной.

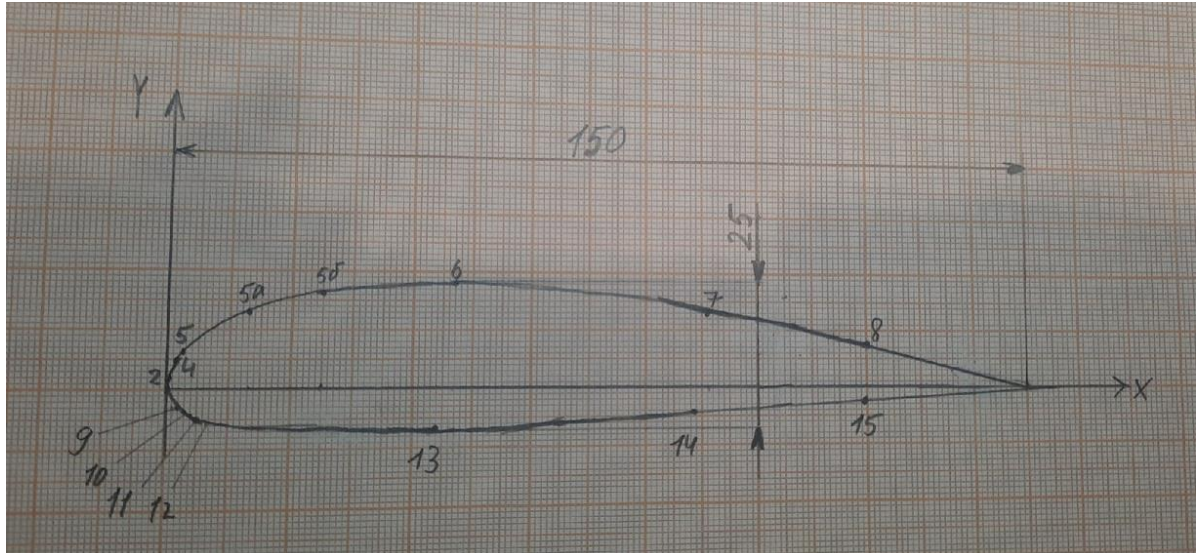


Рисунок 2. Схема модели с узловыми точками

Таблицы исходных данных для координат крыла и давлений при угле атаки $\alpha=8^\circ$:

Таблица 1. Координаты узлов крыла

Точки	2	4	5	5a	5б	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
x_i , мм	0.2	1.5	2.6	13	25	47	91	120	2	3	4	5	44	89	120
y_i , мм	2	5	6.6	13.2	16.3	18	13	7.5	-3	-4	-4.6	-5	-6.8	-4	-2

Таблица 2. Изменение уровня жидкости в манометре в соответствующих точках

Точки	2	4	5	5a	5б	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	Δh_n
$\alpha=8^\circ$	147	80	32	-160	-186	-113	-47	-10	64	50	-20	5	-2	8	15	148

Расчётная часть:

Вычисление коэффициента давления и построение таблицы

```
clc
clear all
%вычисление коэффициента давления%
hi=[147;80;32;-160;-186;-113;-47;-10;64;50;-20;5;-
2;8;15];
hp=148;
hi1=(hi(1)+hi(9))/2;
hi3=(hi(1)+hi(2))/2;
```

```

hifull=[hi1;147;80;hi3;32;-160;-186;-113;-47;-
10;64;50;-20;5;-2;8;15];
x=[0;0.2;1.1;1.5;2.6;13;25;47;91;120;2;3;4;5;44;89;120]
;
y=[0;2;3.5;5;6.6;13.2;16.3;18;13;7.5;-3;-4;-4.6;-5;-
6.8;-4;-2];
Cpi=hifull/hp;
b=150;
x1=x/b;
y1=y/b;
Numberofpoint=[1;2;3;4;5;5.1;5.2;6;7;8;9;10;11;12;13;14
;15];
T1=table (Numberofpoint,Cpi,x1,y1);

```

Таблица 3. Значение коэффициента давления в соответствующих координатах

Numberofpoint	Cpi	x1	y1
1	0.71284	0	0
2	0.99324	0.0013333	0.013333
3	0.54054	0.0073333	0.023333
4	0.76689	0.01	0.033333
5	0.21622	0.017333	0.044
5.1	-1.0811	0.086667	0.088
5.2	-1.2568	0.16667	0.10867
6	-0.76351	0.31333	0.12
7	-0.31757	0.60667	0.086667
8	-0.067568	0.8	0.05
9	0.43243	0.013333	-0.02
10	0.33784	0.02	-0.026667
11	-0.13514	0.026667	-0.030667
12	0.033784	0.033333	-0.033333
13	-0.013514	0.29333	-0.045333
14	0.054054	0.59333	-0.026667
15	0.10135	0.8	-0.013333

Построение диаграммы Cpi(x)

```

%Построение диаграммы Cpi(x)
Cpiup=[Cpi(1);Cpi(2);Cpi(3);Cpi(4);Cpi(5);Cpi(6);Cpi(7)
;Cpi(8);Cpi(9);Cpi(10);0];
Cpidown=[Cpi(1);Cpi(11);Cpi(12);Cpi(13);Cpi(14);Cpi(15)
;Cpi(16);Cpi(17);0];
Xup=[x1(1);x1(2);x1(3);x1(4);x1(5);x1(6);x1(7);x1(8);x1
(9);x1(10);1];
Xdown=[x1(1);x1(11);x1(12);x1(13);x1(14);x1(15);x1(16);
x1(17);1];
h=0:0.001:1;
lineup=pchip(Xup,Cpiup,h);
figure(1)

```

```

gr11=plot(h,lineup);
grid on
hold on
linedown=pchip(Xdown,Cpidown,h);
gr12=plot(h,linedown);
plot(x1(1),Cpi(1),'x',
x1(2),Cpi(2),'+',x1(3),Cpi(3),'o',x1(4),Cpi(4),'s',x1(5),
Cpi(5),'>')
plot(x1(6),Cpi(6),'<',x1(7),Cpi(7),'^',x1(8),Cpi(8),'*'
,x1(9),Cpi(9),'h',x1(10),Cpi(10),'p')
plot(x1(11),Cpi(11),'v',x1(12),Cpi(12),'h',x1(13),Cpi(13),
'd',x1(14),Cpi(14),'s')
plot(x1(15),Cpi(15),'d',x1(16),Cpi(16),'x',x1(17),Cpi(17),
'o')
legend('gr11','gr12','1','2','3','4','5','5a','5b','6',
'7','8','9','10','11','12','13','14','15')

```

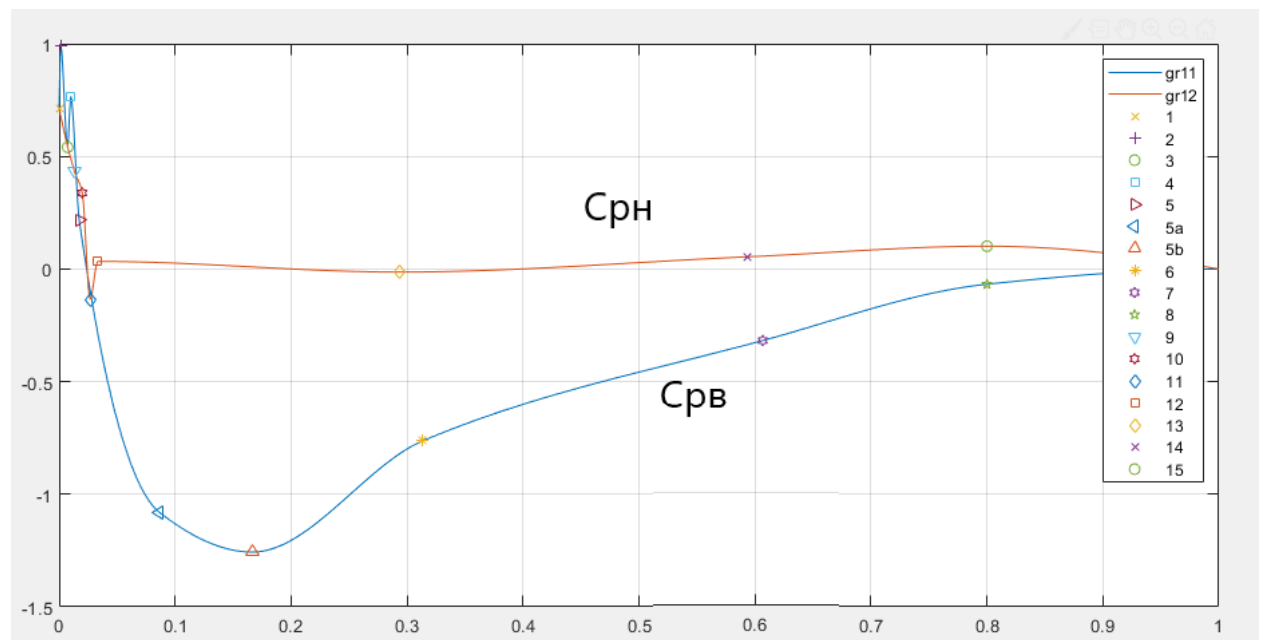


Рисунок 3.Эюра коэффициента давления для графоаналитического определения коэффициента нормальной силы

```

%Построение сетки для нахождения значений для
подстановки в формулу
%Симпсона для вычисления коэффициента cn(cnorm)
Xmax=1; Xmin=0; N=11;
hsimp=(Xmax-Xmin)/(N-1);
L1=line([Xmin Xmin],[-1.5;1.5],'LineStyle','--');
L2=line([Xmin+hsimp Xmin+hsimp],[-1.5;1.5],
'LineStyle','--');
L3=line([Xmin+2*hsimp Xmin+2*hsimp],[-1.5;1.5],
'LineStyle','--');

```

```

L4=line([Xmin+3*hsimp Xmin+3*hsimp],[-1.5;1.5],'LineStyle','--');
L5=line([Xmin+4*hsimp Xmin+4*hsimp],[-1.5;1.5],'LineStyle','--');
L6=line([Xmin+5*hsimp Xmin+5*hsimp],[-1.5;1.5],'LineStyle','--');
L7=line([Xmin+6*hsimp Xmin+6*hsimp],[-1.5;1.5],'LineStyle','--');
L8=line([Xmin+7*hsimp Xmin+7*hsimp],[-1.5;1.5],'LineStyle','--');
L9=line([Xmin+8*hsimp Xmin+8*hsimp],[-1.5;1.5],'LineStyle','--');
L10=line([Xmin+9*hsimp Xmin+9*hsimp],[-1.5;1.5],'LineStyle','--');
L11=line([Xmin+10*hsimp Xmin+10*hsimp],[-1.5;1.5],'LineStyle','--');
%находим по графику точки пересечения сетки с Срхур и
Срхdown и получаем значения
delta_Срхур=[0.7128;-1.131;-1.205;-0.7991;-0.6008;-
0.4577;-0.3268;-0.1769;-0.0677;-0.0207;0];
delta_Срхdown=[0.7128;0.0261;0.0001;-
0.0134;0.0005;0.0284;0.0056;0.0845;0.1014;0.0719;0];
delta_Сnorm=delta_Срхdown-delta_Срхур
%Находим Сnorm по формуле Симпсона
Сnorm1=4*(delta_Сnorm(2)+delta_Сnorm(4)+delta_Сnorm(6)+
delta_Сnorm(8)+delta_Сnorm(10));
Сnorm2=2*(delta_Сnorm(3)+delta_Сnorm(5)+delta_Сnorm(7)+
delta_Сnorm(9));
%delta_Сnorm(1)=delta_Сnorm(11)=0
Сnorm=(Сnorm1+Сnorm2)/30
Сnorm = 0.5249

```

Построение диаграммы $Cpi(y)$

```

%Построение диаграммы  $Cpi(y)$ 
Сpiyup=[Сpi(15);Сpi(14);Сpi(13);Сpi(12);Сpi(11);Сpi(1);
Сpi(2);Сpi(3);Сpi(4);Сpi(5);Сpi(6);Сpi(7);Сpi(8)];
Сpiydown=[Сpi(15);Сpi(16);Сpi(17);0;Сpi(10);Сpi(9);Сpi(
8)];
Yup=[y1(15);y1(14);y1(13);y1(12);y1(11);y1(1);y1(2);y1(
3);y1(4);y1(5);y1(6);y1(7);y1(8)];
Ydown=[y1(15);y1(16);y1(17);0;y1(10);y1(9);y1(8)];
Ymin=min(y1);
Ymax=max(y1);
hy=Ymin:0.001:Ymax;
lineyup=pchip(Yup,Сpiyup,hy);

```

```

figure(2)
gr21=plot(hy,lineyup);
grid on
hold on
lineydown=spline(Ydown,Cpiydown,hy);
gr22=plot(hy,lineydown);
plot(y1(1),Cpi(1),'x',
y1(2),Cpi(2),'+',y1(3),Cpi(3),'o',y1(4),Cpi(4),'s',y1(5)
),Cpi(5),'>')
plot(y1(6),Cpi(6),'<',y1(7),Cpi(7),'^',y1(8),Cpi(8),'*',
,y1(9),Cpi(9),'h',y1(10),Cpi(10),'p')
plot(y1(11),Cpi(11),'v',y1(12),Cpi(12),'h',y1(13),Cpi(1
3),'d',y1(14),Cpi(14),'s')
plot(y1(15),Cpi(15),'d',y1(16),Cpi(16),'x',y1(17),Cpi(1
7),'o')
legend('gr21','gr22','1','2','3','4','5','5a','5b','6',
'7','8','9','10','11','12','13','14','15')
hold on

```

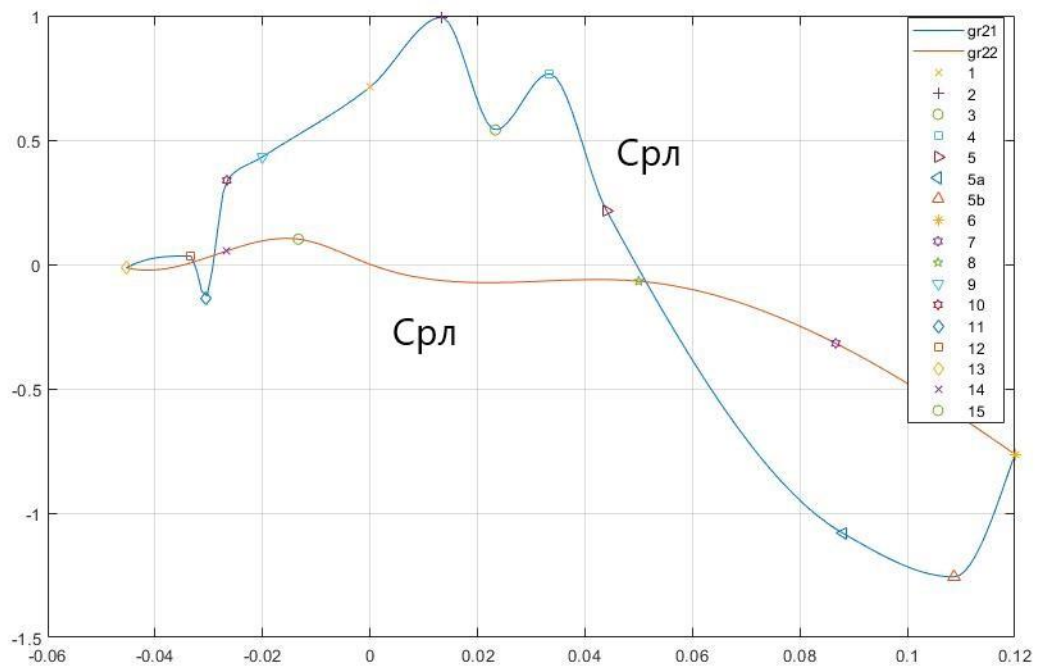


Рисунок 4. Эпюра коэффициента давления для графоаналитического определения коэффициента продольной силы

```

%Построение сетки для нахождения значений для подстановки в формулу
%Симпсона для вычисления коэффициента ст(ctau)
N=11;
hysimp=(Ymax-Ymin)/(N-1);
L21=line([Ymin Ymin], [-2;2],'LineStyle','--');
L22=line([hysimp+Ymin hysimp+Ymin], [-
2;2],'LineStyle','--');

```

```

L23=line([2*hysimp+Ymin 2*hysimp+Ymin], [-
2;2], 'LineStyle', '--');
L24=line([3*hysimp+Ymin 3*hysimp+Ymin], [-
2;2], 'LineStyle', '--');
L25=line([4*hysimp+Ymin 4*hysimp+Ymin], [-
2;2], 'LineStyle', '--');
L26=line([5*hysimp+Ymin 5*hysimp+Ymin], [-
2;2], 'LineStyle', '--');
L27=line([6*hysimp+Ymin 6*hysimp+Ymin], [-
2;2], 'LineStyle', '--');
L28=line([7*hysimp+Ymin 7*hysimp+Ymin], [-
2;2], 'LineStyle', '--');
L29=line([8*hysimp+Ymin 8*hysimp+Ymin], [-
2;2], 'LineStyle', '--');
L210=line([9*hysimp+Ymin 9*hysimp+Ymin], [-
2;2], 'LineStyle', '--');
L211=line([10*hysimp+Ymin 10*hysimp+Ymin], [-
2;2], 'LineStyle', '--');
%находим по графику точки пересечения сетки с Cpilob и
Cpikorm и получаем значения
delta_Cpilob=[-
0.0135;0.0675;0.5347;0.8188;0.6099;0.6312;-0.1625;-
0.7114;-1.0682;-1.224;-0.7635];
delta_Cpikorm=[-0.0135;0.0408;0.0979;-0.0318;-0.0733;-
0.0630;-0.0765;-0.1679;-0.3201;-0.5245;-0.7635];
delta_Ct=delta_Cpilob-delta_Cpikorm
%Находим Ct по формуле Симпсона
Ctau1=4*(delta_Ct(2)+delta_Ct(4)+delta_Ct(6)+delta_Ct(8)
)+delta_Ct(10));
Ctau2=2*(delta_Ct(3)+delta_Ct(5)+delta_Ct(7)+delta_Ct(9)
));
%delta_Ct(1)=delta_Ct(11)=0
Ctau=((Ymax-Ymin)*(Ctau1+Ctau2))/30;
Ctau = 0.0104
Найдём оставшиеся величины:
%Нахождение cx,cy
Cnorm=0.5249;
Ctau=0.0104;
cx=-Ctau*cosd(8)+Cnorm*sind(8)
cy=-Ctau*sind(8)+Cnorm*cosd(8)

%Для нахождения cmz по формуле Симпсона можно взять
значения delta_Cрхup,
%delta_Cрхdown и добавить только:
delta_x=[0;0.1;0.2;0.3;0.4;0.5;0.6;0.7;0.8;0.9;1];

```



```

delta_Cmz=delta_Cpxdown.*delta_x-delta_Cpxup.*delta_x
%Тогда cmz по формуле Симпсона
Cmz1=4*(delta_Cmz(2)+delta_Cmz(4)+delta_Cmz(6)+delta_Cmz(8)+delta_Cmz(10));
Cmz2=2*(delta_Cmz(3)+delta_Cmz(5)+delta_Cmz(7)+delta_Cmz(9));
Cmz=-(Cmz1+Cmz2)/30;
%Нахождение центра давления
Xd=-Cmz/Cnorm

```

Таблица 4. Итоговая таблица

Cnorm	Ctau	Cx	Cy	Xd
0.5249	0.0104	0.0628	0.5183	0.3223

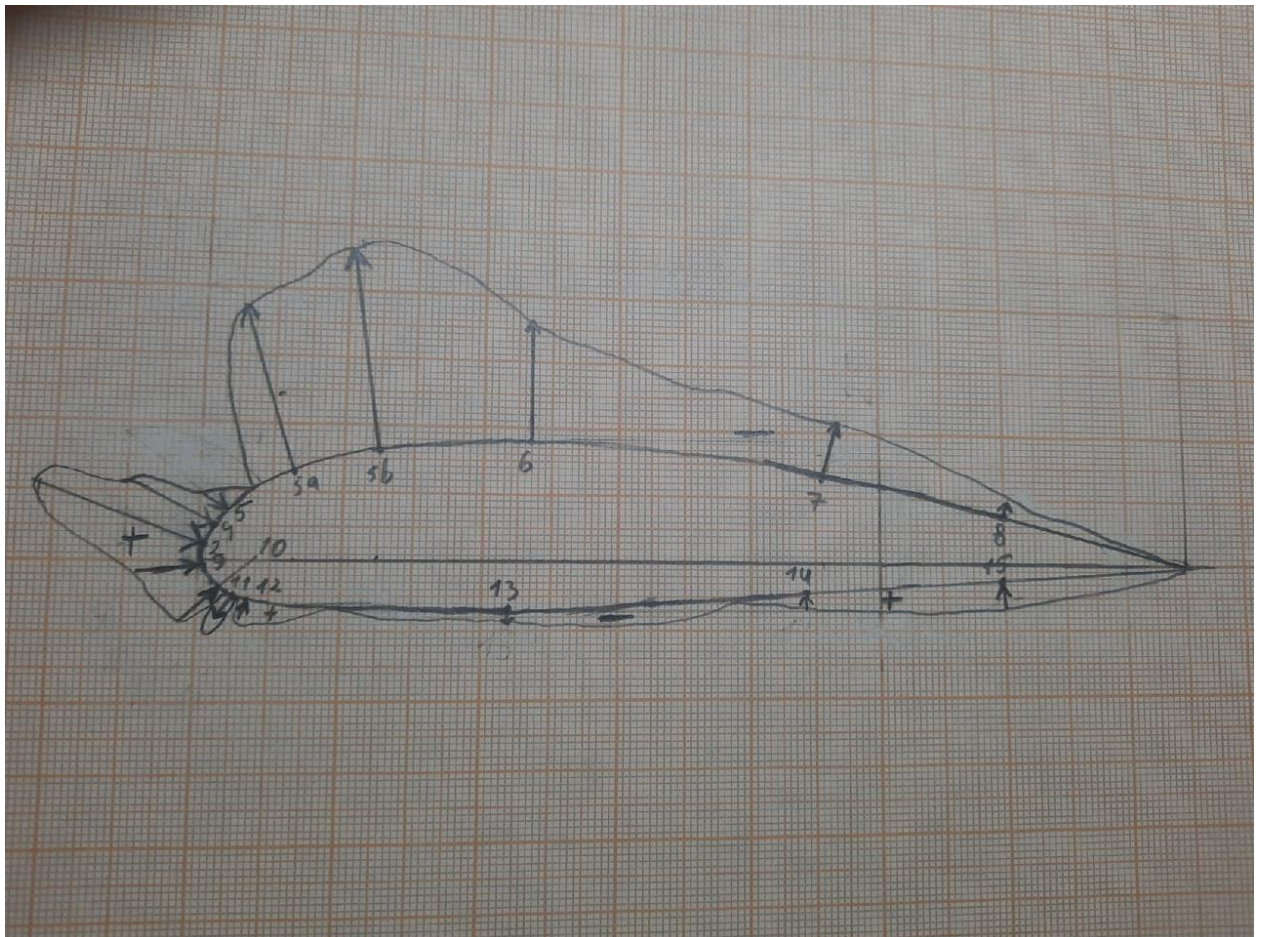


Рисунок 5. Распределение избыточного давления по профилю крыла

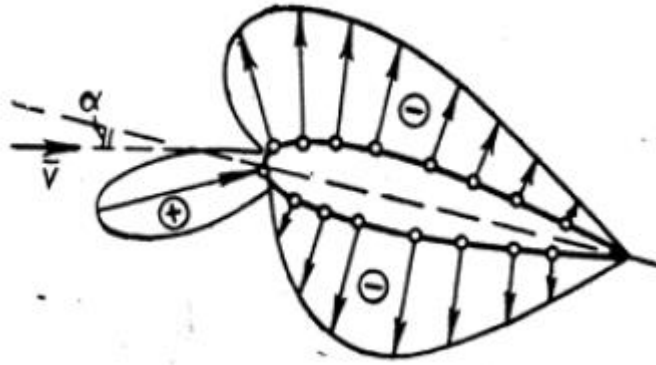


Рисунок 6. Теоретическое распределение избыточного давления по профилю крыла

Вывод: в ходе лабораторной работы было измерено распределение избыточного давления по профилю крыла, а также найдены коэффициенты лобового сопротивления, подъёмной силы, момента тангажа и определено положение центра давления. Полученная схема распределения давлений немного отличается от теоретической в нижней части крыла. Особенно выделяется точка 11, которая, возможно, была неправильно снята изначально. Распределение избыточного давления в верхней части крыла полностью совпадает с теоретическим в данной части.