

Кафедра динамики и управления полётом летательных аппаратов



ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №1
«ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ТЕЛА»

Преподаватели

Дата

Защита		
--------	--	--

2020 г.

Цель работы: определить аэродинамические коэффициенты c_x , c_y и c_{mz} осесимметричного оперенного тела вращения в функции от угла атаки α , найти положение центра давления относительно центра тяжести в зависимости от угла атаки α . Силовое воздействие потока на модель тела вращения определить с помощью замера сил на аэродинамических весах.

Основные расчётные зависимости: Модель тела вращения подвешивается в рабочей части аэродинамической трубы с помощью проволочных растяжек, закрепленных на модели в точках A и B (рис. 1.1). Заданный угол атаки α придается телу вращения путем изменения высоты точки B . На рисунке этот угол измеряется между осями O_{x_1} и O_x , где точка O – центр тяжести тела вращения, ось O_x связанной системы координат xOy направлена по его оси, а ось O_{x_1} скоростной системы координат x_1Oy_1 , – по невозмущенной скорости натекающего потока.

Так как проволочные растяжки закреплены на рычажной системе аэродинамических весов, то при продувке модели можно измерить в точке A силу сопротивления $X_{изм} = X_{1изм}$ и составляющую подъемной силы $Y_{1изм}$, а в точке B – другую составляющую подъемной силы $Y_{2изм}$.

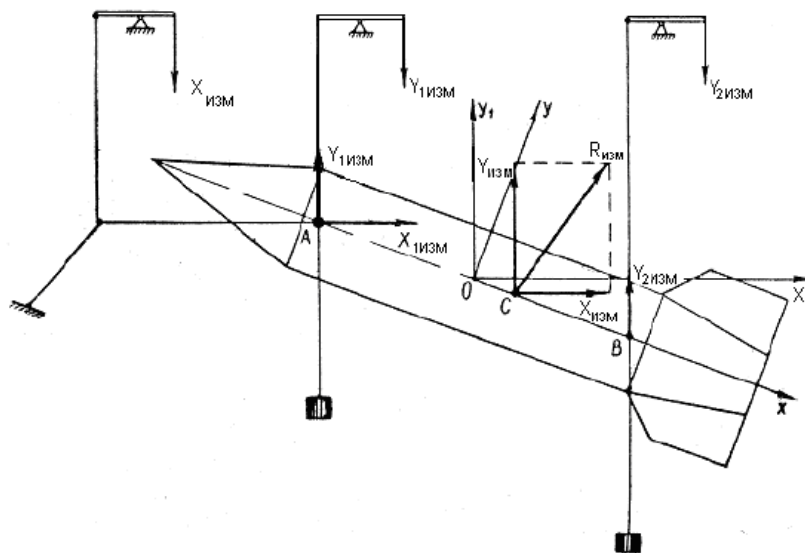


Рисунок 1. Схема подвески модели

Все три силы: $X_{изм}$, $Y_{1изм}$ и $Y_{2изм}$ – лежат в одной плоскости, проходящей через ось тела вращения. Замер аэродинамических сил в двух точках A и B

позволяет найти помимо коэффициентов C_x и C_y еще и значение коэффициента C_{mz} , а так же положение центра давления C .

При проведении эксперимента при различных углах атаки α определяются массы грузов m_x , m_{y1} , m_{y2} , которые уравнивают через системы рычагов аэродинамические силы $X_{изм}$, $Y_{1изм}$, $Y_{2изм}$. Для каждого угла атаки находится разность давлений $p_0 - p$ в трубке Пито-Прандтля, где p_0 – давление торможения, а p – статическое давление. Эта разность связана со значением $\Delta h_{Пито}$ в жидком манометре соотношением: $p_0 - p = g\rho_{ж}\Delta h_{Пито}$ (разница высот в сообщающихся трубках).

Исходные данные и результаты измерений: дана модель с полусферической головной частью и малым хвостовым оперением.

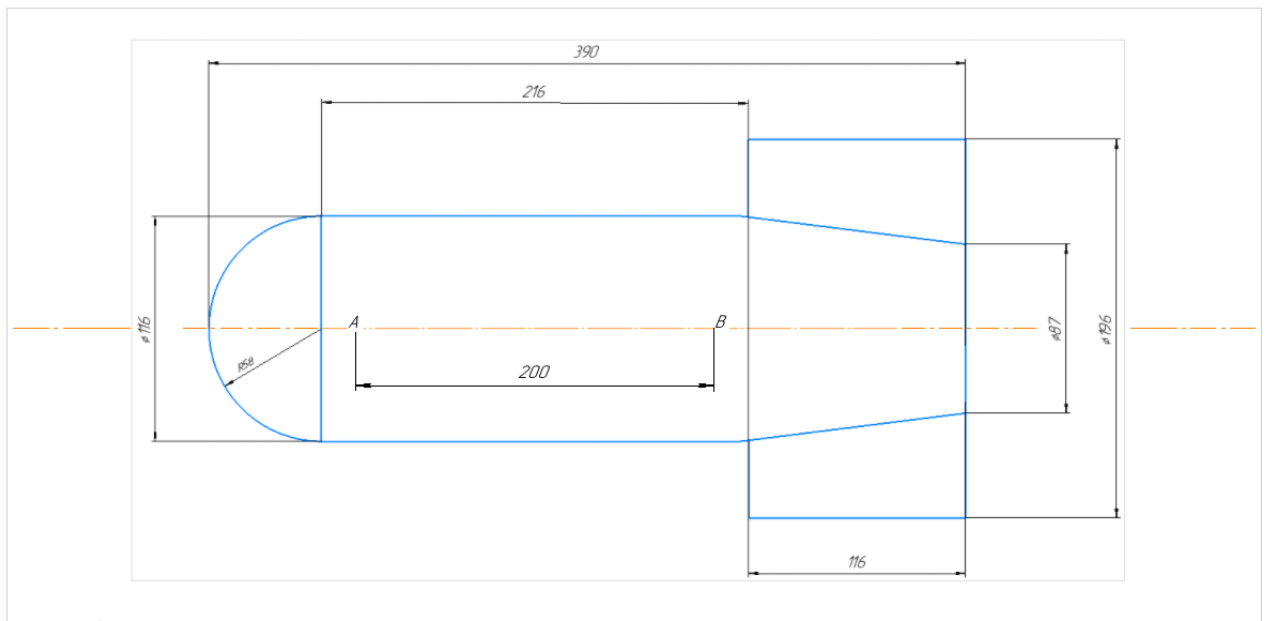


Рисунок 2. Схема обдуваемой модели

Таблица 1. Результаты измерения составляющих полной аэродинамической силы

α	0	3	6	9	12
$X_{изм}$ (гр)	142	165	200	230	386
$Y_{1изм}$ (гр)	0	31	64	91	85
$Y_{2изм}$ (гр)	0	48	176	331	539
Δh_n (мм)	150	150	150	150	150

$K_x=2.47$

$$K_y=2.5$$

$$X=(2.47 \cdot X_{\text{изм}} - 200) \cdot g \cdot 0.001$$

$$Y=Y_1+Y_2, Y_1=2.5 \cdot Y_{\text{изм}} \cdot g \cdot 0.001, Y_2=2.5 \cdot Y_{\text{изм}} \cdot g \cdot 0.001$$

$$p=10^5 \text{ Па}, T = 300 \text{ К}, d=0.116$$

Обработка результатов эксперимента

Найдём скорость и скоростной напор. Для потока с относительно малой дозвуковой скоростью справедливо уравнение Бернулли для несжимаемого газа:

$$\frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} = \text{const} \text{ или } \frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} = \frac{p_0}{\rho}, \text{ где } p_0 - \text{давление торможения.}$$

Поэтому $\frac{\rho v^2}{2} = p_0 - p$. Как утверждалось выше, $p_0 - p = g \rho_{\text{ж}} \Delta h_{\text{Пито}}$, где $\rho_{\text{ж}} =$

1000 кг/м^3 – плотность воды в жидкостном манометре, $\Delta h [\text{м}] = 0.001 \Delta h [\text{мм}]$

– разность уровней воды в коленах сообщающихся сосудов. Отсюда $\frac{\rho v^2}{2} =$

$9.81 \Delta h$. Для нахождения скорости v набегающего потока используется это

уравнение и уравнение термодинамического состояния для воздуха: $p = \rho R T$,

где $R=287.1$ – газовая постоянная для воздуха, p – статическое давление, T –

температура. При наших начальных условиях $p=10^5 \text{ Па}$, $T = 300 \text{ К}$ $\rho = 1.161$ и

$$v=4.111 \sqrt{\Delta h [\text{мм}]}.$$

Для начала получим таблицу данных в нужных нам единицах измерения:

```
clear all
```

```
clc
```

```
alpha=[0;3;6;9;12];
```

```
Xi=[142;165;200;230;386];
```

```
Yi1=[0;31;64;91;85];
```

```
Yi2=[0;48;176;331;539];
```

```
dH=[150;150;150;150;150];
```

```
g=9.81;
```

```
d=0.116;
```

```
Kx=2.47;
```

```
Ky=2.5;
```

%Вычисления составляющих силы R, скорости и скоростного напора%

```
X=(Kx*Xi-200)*g*0.001
Y1=(Ky*Yi1)*g*0.001
Y2=(Ky*Yi2)*g*0.001
Y=Y1+Y2
T=table(alpha,X,Y1,Y2,Y)
Hsr=mean(dH)
v=4.111*Hsr.^(1/2)
q=g*Hsr
```

Таблица 2. Результаты расчётов составляющих полной аэродинамической силы

alpha	X	Y1	Y2	Y
0	1.4788	0	0	0
3	2.0361	0.76028	1.1772	1.9375
6	2.8841	1.5696	4.3164	5.886
9	3.6111	2.2318	8.1178	10.35
12	7.3911	2.0846	13.219	15.304

$v = 50.3493$, $q = 1.4715e+03$

Найдём коэффициенты C_x , C_y , C_{y2} , площадь S_m , а также угол атаки

в радианах :

$$C_x = \frac{X}{q \cdot S_m} \quad C_{y1} = \frac{Y1}{q \cdot S_m}; \quad C_{y2} = \frac{Y2}{q \cdot S_m} \quad S_m = \frac{\pi d^2}{4}$$

$$S_m = (\pi \cdot d^2) / 4$$

$$C_x = X / (q \cdot S_m)$$

$$C_y = Y / (q \cdot S_m)$$

$$C_{y2} = Y2 / (q \cdot S_m)$$

$$\text{attack_angle} = \alpha \cdot \pi / 180$$

$$T2 = \text{table}(\alpha, \text{attack_angle}, C_x, C_y, C_{y2})$$

$$S_m = 0.0106$$

Таблица 3. Расчёт коэффициентов составляющих сил полной аэродинамической силы

alpha	attack_angle	Cx	Cy	Cy2
0	0	0.095089	0	0
3	0.05236	0.13093	0.12459	0.075698
6	0.10472	0.18546	0.37849	0.27756
9	0.15708	0.2322	0.66551	0.522
12	0.20944	0.47527	0.98407	0.85002

Найдём коэффициенты аппроксимации с помощью Curve Fitting

Tool:

$$c_x = c_{x0} + a_1 \alpha^2; c_y = a_2 \alpha + a_3 \alpha^3; c_{y2} = a_4 \alpha + a_5 \alpha^3,$$

%коэффициенты аппроксимации Cx,Cy,Cy1%

Cx0 =0.09083

a1 =8.069, a2 =3.171, a3 =36.08, a4 =2.062, a5 =46.4

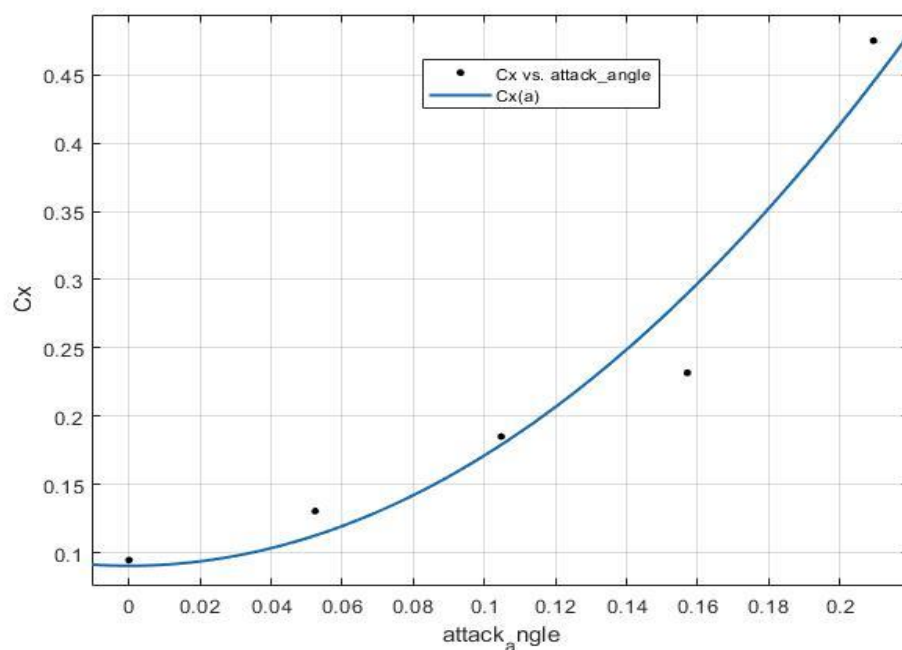


Рисунок 3. Зависимость коэффициента Cx от угла атаки

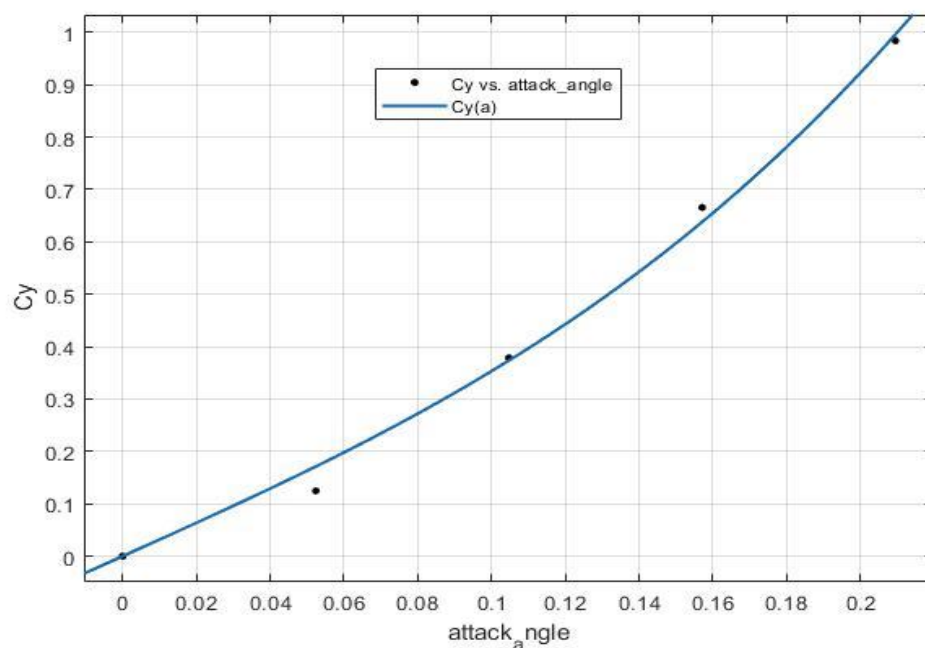


Рисунок 4. Зависимость коэффициента C_y от угла атаки

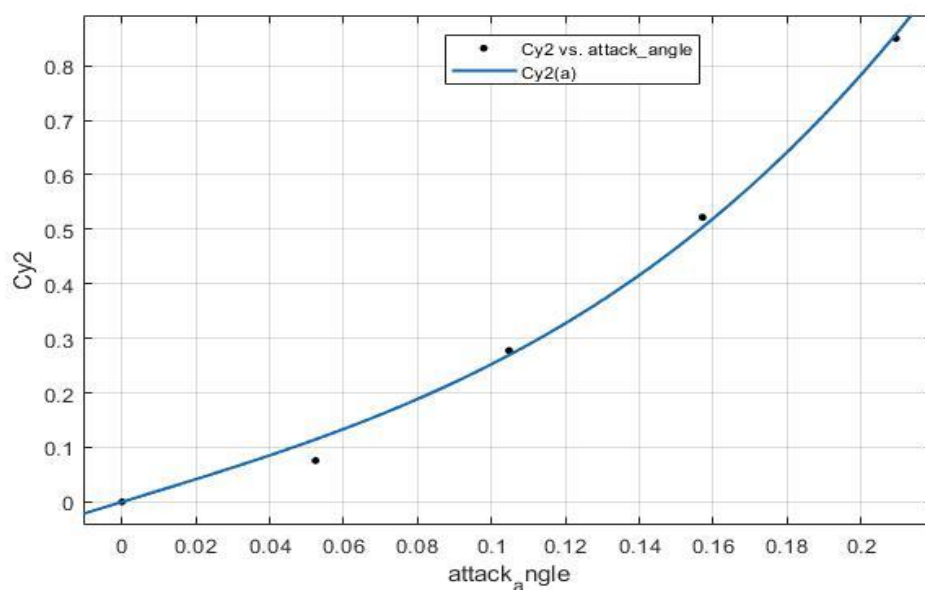


Рисунок 5. Зависимость коэффициента C_{y2} от угла атаки

Нахождение положения центра давления С (найдем величину AC):

$$AC = AB \frac{Y_2 \cos \alpha}{Y \cos \alpha + X \sin \alpha} \text{ или если поделить на скоростной напор и площадь } AC = AB \frac{C_{y2} \cos \alpha}{C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha}.$$

При этом, если α равен 0, то неопределённость типа 0/0 не позволяет воспользоваться этой формулой, однако можно раскрыть её по

правилу Лопиталя и прийти к зависимости $AC_0 = \lim_{\alpha \rightarrow 0} AC = AB \frac{\left(\frac{dcy2}{d\alpha}\right)_0}{\left(\frac{dcy}{d\alpha}\right)_0 + c_{x0}}$, где

нижний индекс 0 означает, что функция рассматривается при $\alpha=0$. Тогда

используется формула: $AC_0 = AB \frac{a_4}{a_2 + c_{x0}}$

%Нахождение положения центра давления%

$AC = AB * Cy2 .* \cos(attack_angle) ./ (Cy .* \cos(attack_angle) + Cx .* \sin(attack_angle))$

$AC(1) = AB * (a4 / (a2 + Cx0))$

$T3 = \text{table}(attack_angle, AC)$

Таблица 4. Положение центра давления от угла атаки

Определение центра тяжести

модели: модель можно считать сплошной и однородной, состоящей из составных частей: носовой, центральной и кормовой (весом оперения можно пренебречь). Тогда:

— для полусферы $V = \frac{2}{3} \pi R^2 H, H = R, Z_{ц.т.} = \frac{3}{8} R$

— для цилиндра $V = \pi R^2 H_1, Z_{ц.т.} = \frac{H_1}{2}$

— для усечённого конуса $V = \frac{\pi H_2}{3} (R^2 + rR + r^2), Z_{ц.т.} = \frac{H_2}{4} \left(3 - \frac{rR + 2R^2}{R^2 + rR + r^2} \right)$

— Положение центра тяжести модели x_0 определяется по формуле: $x_0 = \frac{V_1 x_1 + V_2 x_2 + V_3 x_3}{V_1 + V_2 + V_3}$, где x_0, x_1, x_2, x_3 — координаты соответственно центров тяжести модели и её составных частей относительно точки А, а V_1, V_2, V_3 — объёмы составных частей модели.

%определение центра тяжести модели%

$R = 0.058;$

$r = 0.0435;$

$H1 = 0.216;$

$H2 = 0.116;$

$V1 = (2/3) * \pi * R^3;$

$Z1 = (3/8) * R;$

attack_angle	AC
0	0.12643
0.05236	0.11518
0.10472	0.13948
0.15708	0.14866
0.20944	0.15667

трёх


```

V2=pi*(R^2)*H1;
Z2=H1/2;
V3=(pi*H2/3)*(R^2+r*R+r^2);
Z3=(H2/4)*(3-((r*R+2*R^2)/(R^2+r*R+r^2)));
V1 = 4.0864e-04, Z1 =0.0218, V2=0.0023, Z2=0.1080, V3=9.4498e-04,
Z3=0.0525.

```

**%вычисление объёмов и
положения центра тяжести%**

Таблица 5.Положение центра тяжести в зависимости от угла атаки

```

V1=2/3*pi*R^3;
xx1=R*3/8;
X1=-xx1-0.008;
V2=pi*R^2*H1;
xx2=H1/2;
X2=xx2-0.008;
r=0.0435;
V3=pi*H2/3*(R^2+R*r+r^2);
xx3=H2/4*(3-(R*r+2*R^2)/(R^2+R*r+r^2))
X3=xx3+0.216-0.008;
X0=(V1*X1+V2*X2+V3*X3)/(V1+V2+V3)
Xd=x0-AC

```

alpha	attack_angle	Xd
0	0	0.00069966
3	0.05236	0.011956
6	0.10472	-0.012351
9	0.15708	-0.021525
12	0.20944	-0.029541

```

T4=table(alpha,attack_angle,Xd)

```

%Момент тангажа%

```

Mz=(Cy.*cos(attack_angle)+Cx.*sin(attack_angle)).*Xd.*q
*Sm
Mz0=(Cy.*cos(attack_angle)+Cx.*sin(attack_angle)).*Xd.*
q*Sm

```

Найдём коэффициенты аппроксимации с помощью Curve Fitting

Tool:

$Cmz=a_6*\alpha+a_7*\alpha^3$, а $Cmz(\text{прибл})=a_6*\alpha$.

%Коэффициент момента%

```
l=R+H1+H2
Cmz=(Cy.*cos(attack_angle)+Cx.*sin(attack_angle)).*Xd/l
T5=table(alpha,attack_angle,Cx,Cy,Cy2,Xd,AC,Mz,Cmz)
```

Таблица 6.Итоговая таблица с результатами лабораторной работы

alpha	attack_angle	Cx	Cy	Cy2	Xd	AC	Mz	Cmz
0	0	0.095089	0	0	0.00069966	0.12643	0	0
3	0.05236	0.13093	0.12459	0.075698	0.011956	0.11518	0.024407	0.0040242
6	0.10472	0.18546	0.37849	0.27756	-0.012351	0.13948	-0.076026	-0.012535
9	0.15708	0.2322	0.66551	0.522	-0.021525	0.14866	-0.23219	-0.038284
12	0.20944	0.47527	0.98407	0.85002	-0.029541	0.15667	-0.4876	-0.080396

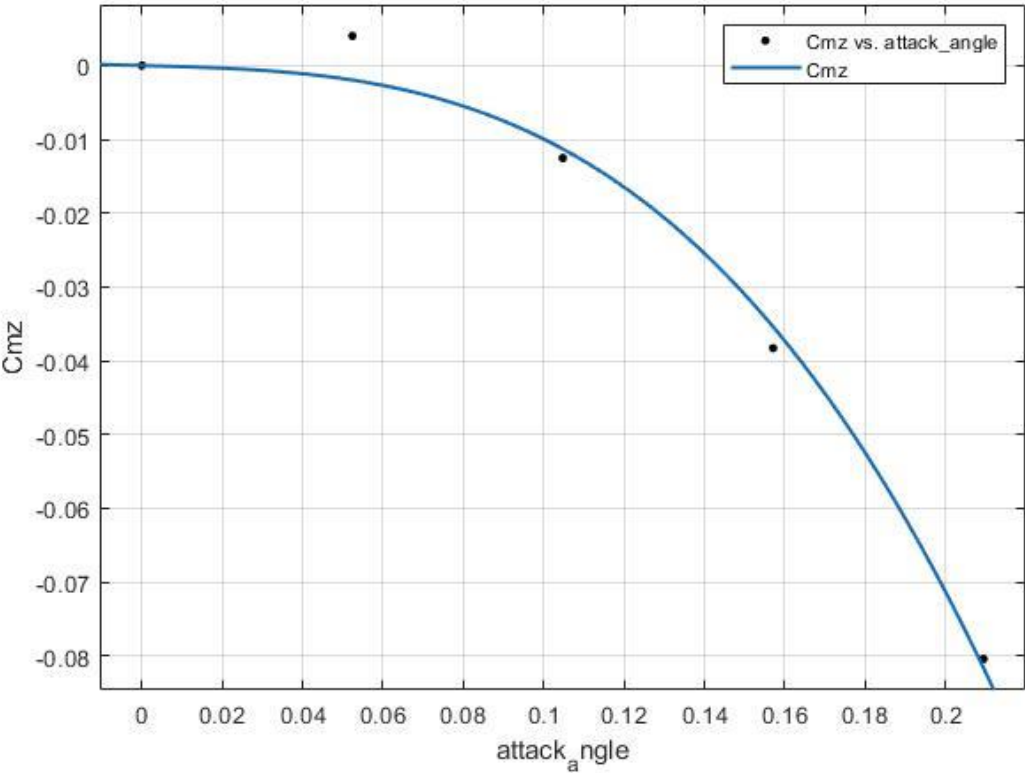


Рисунок 6.График зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки

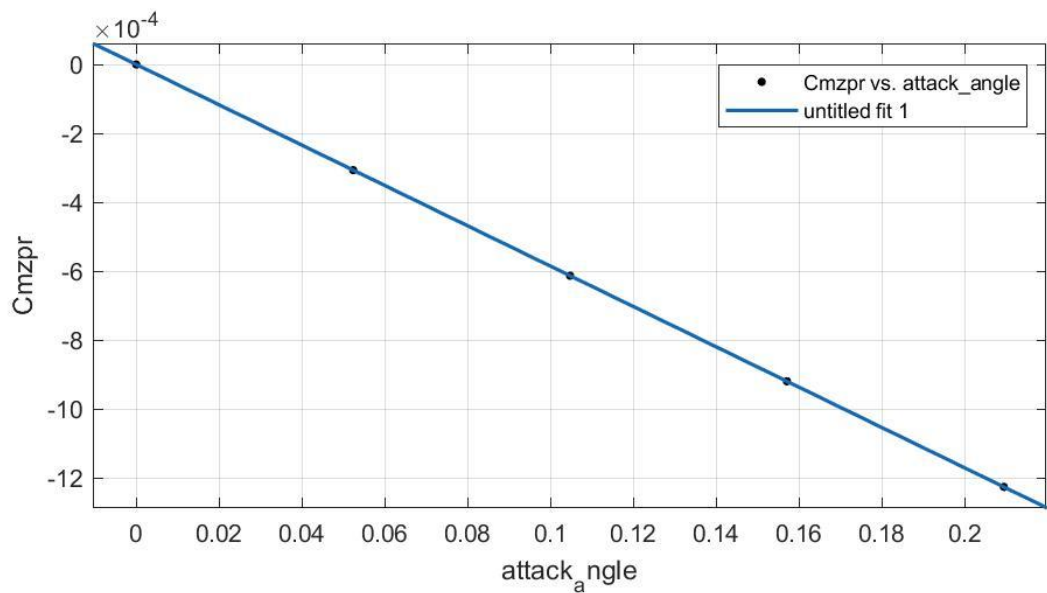


Рисунок 7. Приближённый график зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки

Вывод: во время обработки результатов лабораторной работы были определены коэффициенты C_x , C_y , C_m осесимметричного оперенного тела вращения в функции от угла атаки α . Было найдено положение центра давления относительно центра тяжести в зависимости от угла атаки. Если $\alpha \leq 3^\circ$ (≈ 0.06), то тело не является устойчивым. Однако при больших углах атаки тело становится статически устойчивым.