**Министерство науки и высшего образования**

Балтийский государственный технический университет

«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

**Кафедра динамики и управления полётом летательных аппаратов**



Дисциплина: Гидрогазоаэродинамика

Лабораторная работа №1

«Определение аэродинамических характеристик осесимметричного тела»

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнил студент | | Топольницкий А.А. | | |  |
|  | | | | |  |
| Группа |  | | А183 | |  |
|  | | | | |  |
| Преподаватели | | Горохова П.Д. | | |  |
|  | |  | | |  |
|  | | Подпись преподавателя | | Дата |  |
| Защита | |  | |  |  |

Санкт-Петербург

2020 г.

**Цель работы:** определить аэродинамические коэффициенты сх, су и сmz 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 и (рис. 1.1). Заданный угол атаки α придается телу вращения путем изменения высоты точки . На рисунке этот угол измеряется между осями и , где точка − центр тяжести тела вращения, ось связанной системы координат направлена по его оси, а ось скоростной сиcтемы координат , − по невозмущенной скорости натекающего потока.

Так как проволочные растяжки закреплены на рычажной системе аэродинамических весов, то при продувке модели можно измерить в точке силу сопротивления и составляющую подъемной силы , а в точке − другую составляющую подъемной силы .

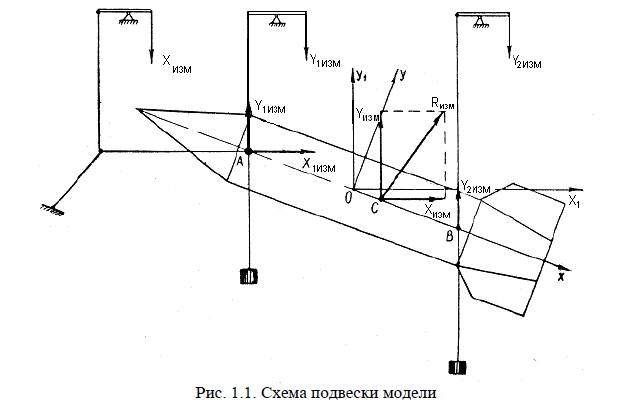


Рисунок 1.Схема подвески модели

Все три силы: , и − лежат в одной плоскости, проходящей через ось тела вращения. Замер аэродинамических сил в двух точках и позволяет найти помимо коэффициентов и еще и значение коэффициента , а так же положение центра давления .

При проведении эксперимента при различных углах атаки α определяются массы грузов mx, my1, my2, которые уравновешивают через системы рычагов аэродинамические силы Хизм, Y1изм, Y2изм. Для каждого угла атаки находится разность давлений в трубке Пито-Прандтля, где p0 – давление торможения, а p – статическое давление. Эта разность связана со значением ΔhПито в жидком манометре соотношением: (разница высот в сообщающихся трубках).

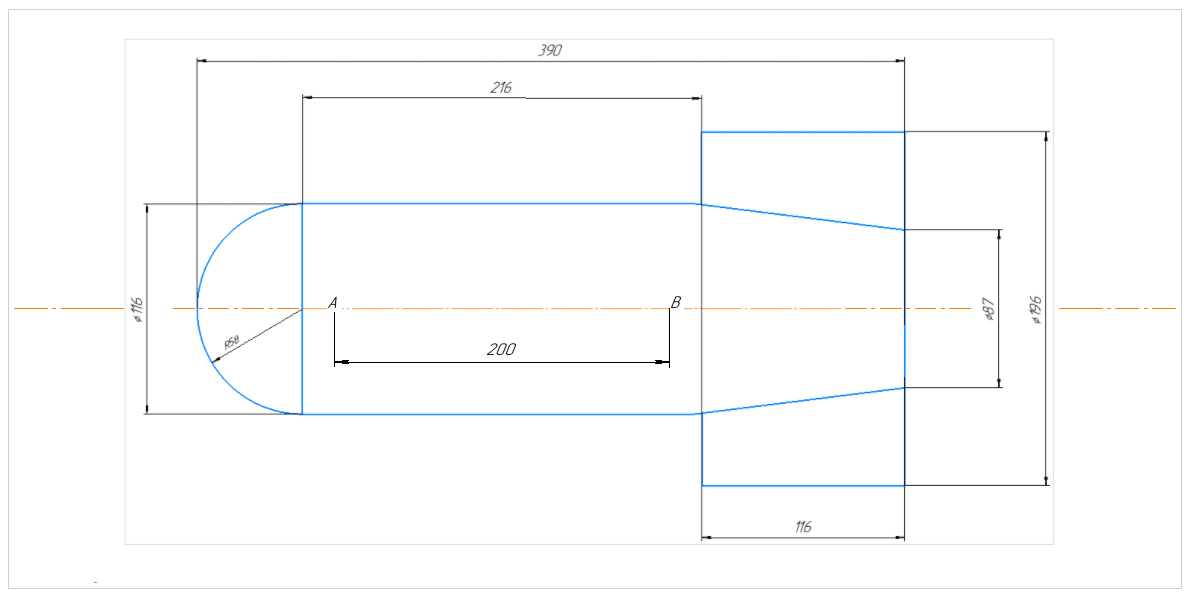
**Исходные данные и результаты измерений:** дана модель с полусферической головной частью и малым хвостовым оперением.

Рисунок 2. Схема обдуваемой модели

Таблица 1. Результаты измерения составляющих полной аэродинамической силы

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| α | 0 | 3 | 6 | 9 | 12 |
| Хизм (гр) | 142 | 165 | 200 | 230 | 386 |
| Y1изм (гр) | 0 | 31 | 64 | 91 | 85 |
| Y2изм (гр) | 0 | 48 | 176 | 331 | 539 |
| Δhn (мм) | 150 | 150 | 150 | 150 | 150 |

Kx=2.47

Ky=2.5

Х=(2.47\* Хизм – 200)\*g\*0.001

Y=Y1+Y2, Y1=2.5\* Y1изм \*g\*0.001, Y2=2.5\* Y2изм \*g\*0.001

p=105 Па, Т = 300 К, d=0.116

**Обработка результатов эксперимента**

Найдём скорость и скоростной напор. Для потока с относительной малой дозвуковой скоростью справедливо уравнение Бернулли для несжимаемого газа: Поэтому . Как утверждалось выше, , где = 1000 кг/м3 – плотность воды в жидкостном манометре, Δh [м] = 0.001 Δh [мм] – разность уровней воды в коленах сообщающихся сосудов. Отсюда Для нахождения скорости *v* набегающего потока используется это уравнение и уравнение термодинамического состояния для воздуха: , где R=287.1 – газовая постоянная для воздуха, p – статическое давление, Т – температура. При наших начальных условиях p=105 Па, Т = 300 К ρ = 1.161 и v=4.111.

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 состовляющих силы R, cкорости 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

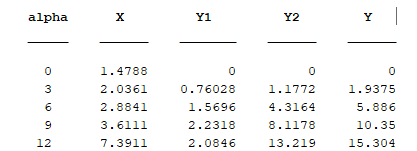
T=table(alpha,X,Y1,Y2,Y)

Hsr=mean(dH)

v=4.111\*Hsr.^(1/2)

q=g\*Hsr

Таблица 2. Результаты расчётов составляющих полной аэродинамической силы



v = 50.3493, q = 1.4715e+03

**Найдём коэффициенты Сх, Сy, Cy2, площадь Sm, а также угол атаки в радианах :**

Sm=(pi\*d^2)/4

Cx=X/(q\*Sm)

Cy=Y/(q\*Sm)

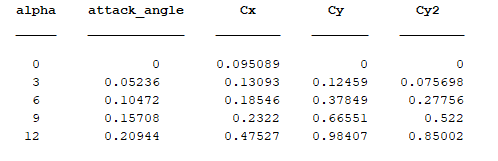
Cy2=Y2/(q\*Sm)

attack\_angle=alpha\*pi/180

T2=table(alpha,attack\_angle,Cx,Cy,Cy2)

Sm = 0.0106

Таблица 3. Расчёт коэффициентов составлющих сил полной аэродинамической силы



**Найдём коэффициенты аппроксимации с помощью Curve Fitting Tool:**



%коэффициенты аппроксимации Сx,Cy,Cy1%

Cx0 =0.09083

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

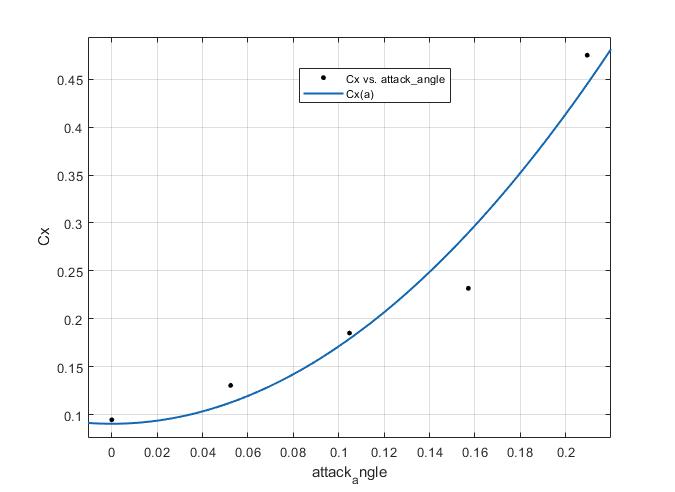


Рисунок 3.Зависимость коэффициента Сх от угла атаки

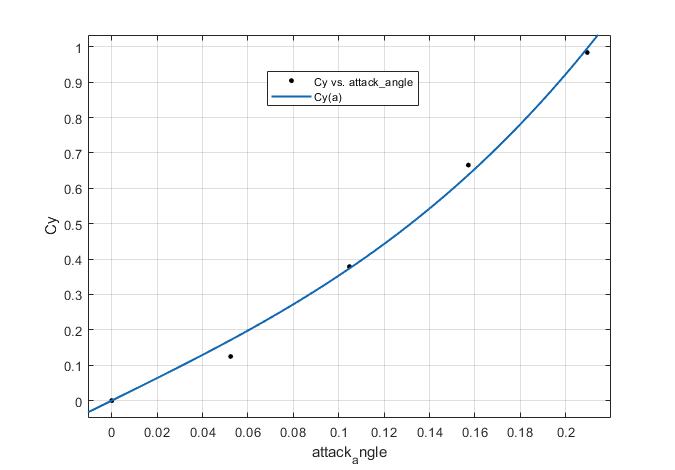


Рисунок 4.Зависимость коэффициента Су от угла атаки

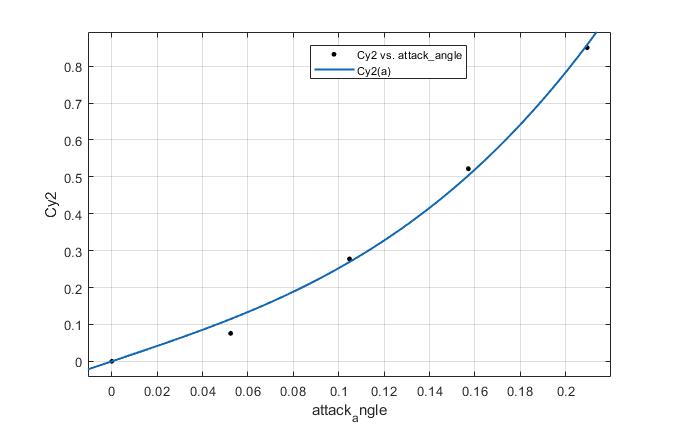


Рисунок 5.Зависимость коэффициента Су2 от угла атаки

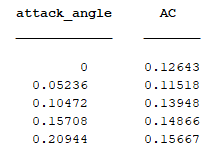
**Нахождение положения центра давления С (найдём величину АС):**  или если поделить на скоростной напор и площадь . При этом, если α равен 0, то неопределённость типа 0/0 не позволяет воспользоваться этой формулой, однако можно раскрыть её по правилу Лопиталя и прийти к зависимости , где нижний индекс 0 означает, что функция рассматривается при α=0. Тогда используется формула:

%Нахождение положения центра давления%

AC=AB\*Cy2.\*cos(attack\_angle)./(Cy.\*cos(attack\_angle)+Cx.\*sin(attack\_angle))

Таблица 4.Положение центра давления от угла атаки

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

T3=table(attack\_angle,AC)

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

* для полусферы
* для цилиндра
* для усечённого конуса
* Положение центра тяжести модели x0 определяется по формуле: , где x0,x1,x2,x3 – координаты соответственно центров тяжести модели и её составных частей относительно точки А, а V1,V2,V3 – 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;

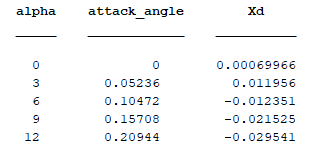
V2=pi\*(R^2)\*H1;

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%

V1=2/3\*pi\*R^3;

Таблица 5.Положение центра тяжести в зависимости от угла атаки

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

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=a6\*α+a7\*α^3, а Cmz(прибл)= a6\*α.

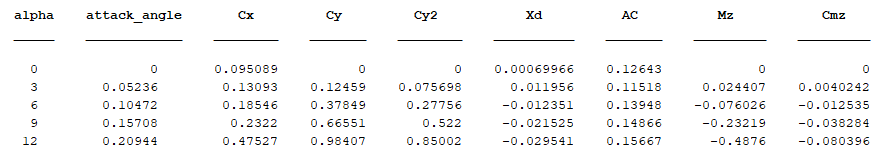
%Коэффициент момента%

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



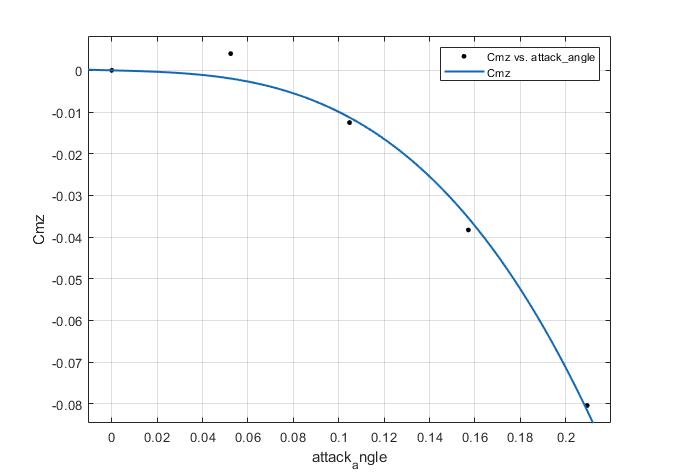


Рисунок 6.График зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки

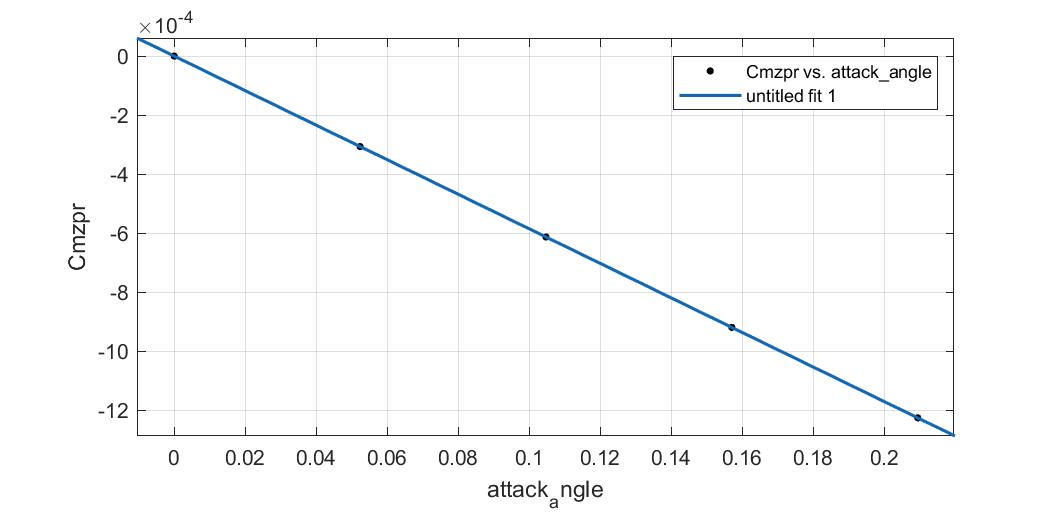


Рисунок 7.Приближённый график зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки

**Вывод:** во время обработки результатов лабораторной работы были определены коэффициенты Cx, Cy, Cmz осесимметричного оперенного тела вращения в функции от угла атаки α. Было найдено положение центра давление относительно центра тяжести в зависимости от угла атаки. Если α ≤3◦ (≈0.06), то тело не является устойчивым. Однако при бо́льших углах атаки тело становится статически устойчивым.