Санкт-Петербургский государственный политехнический университет

Институт Прикладной Математики и Механики

Кафедра «Гидроаэродинамики, горения и теплообмена»

**ОТЧЁТ ПО ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ №7**

Дисциплина: «Введение в вычислительную гидрогазодинамику»

Тема: «Определение аэродинамических характеристик крыла»

Студент гр. 3331501/60601 Коновалов А. Ю.

Преподаватель Засимова М. А.

«\_\_\_» \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_2019

Санкт-Петербург

2019

# Задание

1. Измерить подъемную силу *R*y и лобовое сопротивление *R*x  при различных углах атаки α (рекомендуются значения от -9⁰ до 24⁰ с шагом 3⁰). 2. По данным эксперимента рассчитать коэффициента *Сx*, *Сy*, *Сmz*и коэффициент индуктивного сопротивления Сxi.

3. Построить графики *Сx*= *f*1 (α); *Cy*= *f*2 (α); поляру крыла *С y* =*f*4(*Cx*)и параболу индуктивного сопротивления *Сxi*=*f*(*Cy*), причем *Сxi*  рассчитывается по формуле

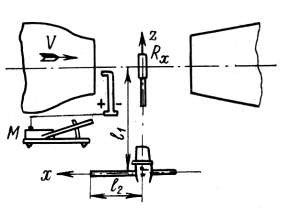


Рисунок 1 – Схема установки

# Ход работы

Были рассчитаны коэффициенты *Сx*, *Сy*, и коэффициент индуктивного сопротивления Сxi. Занесены в таблицу 1

*l* = 0,6 м; *b* = 0,145 м; *l/D* = 0,0003; *S* = 0,087 м2;

*m* = 0,488; γспирта = 7946 Н/м3; 1 + *δ* = 1,0015; *A* = 36 мм;

Таблица 1.

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *α* | *R'x,* фунты | *R'y,* фунты |  | *C'x* | *Cy* | *Cy2* | *∆Cx, 10-3* | *Cx* | *Cxi* |
| -6 | 0,157 | -0,873 | 139 | 0,0519 | -0,2884 | 0,0832 | 0,289 | 0,0516 | 0,01 |
| -3 | 0,112 | -0,330 | 139 | 0,0370 | -0,1090 | 0,0119 | 0,041 | 0,0370 | 0,00 |
| 0 | 0,079 | 0,270 | 139 | 0,0261 | 0,0892 | 0,0080 | 0,028 | 0,0261 | 0,00 |
| 3 | 0,080 | 1,141 | 139 | 0,0264 | 0,3769 | 0,1421 | 0,493 | 0,0259 | 0,01 |
| 6 | 0,101 | 1,900 | 139 | 0,0334 | 0,6277 | 0,3940 | 1,367 | 0,0320 | 0,03 |
| 9 | 0,133 | 2,653 | 139 | 0,0439 | 0,8764 | 0,7682 | 2,664 | 0,0413 | 0,06 |
| 12 | 0,227 | 3,352 | 139 | 0,0750 | 1,1074 | 1,2263 | 4,253 | 0,0707 | 0,09 |
| 15 | 0,283 | 3,916 | 139 | 0,0935 | 1,2937 | 1,6737 | 5,805 | 0,0877 | 0,13 |
| 18 | 0,383 | 4,124 | 139 | 0,1265 | 1,3624 | 1,8562 | 6,438 | 0,1201 | 0,14 |
| 21 | 0,522 | 3,872 | 139 | 0,1724 | 1,2792 | 1,6363 | 5,675 | 0,1668 | 0,13 |
| 24 | 1,056 | 2,370 | 139 | 0,3489 | 0,7830 | 0,6130 | 2,126 | 0,3467 | 0,05 |

Рассчитываются коэффициенты сопротивления моделей по формулам:

где , – силы сопротивления в Ньютонах, – площадь миделевого сечения модели, – скоростной напор, .

Скоростной напор, измеряемый скоростной трубкой, определяется по формуле:

где – начальное приближение микроманометра, – масштаб микроманометра, – удельный вес спирта в микроманометре, – тарировочный коэффициент скоростной трубки.

Сила лобового сопротивления в Ньютонах определяется по формуле:

где – поправочный коэффициент, – измеренная сила сопротивления в футах, – первоначальное расстояние, принятое при тарировке гирь, – действительное расстояние центра весов от оси трубы, – смещение центра модели от оси аэродинамической трубы.

Индуктивное сопротивление рассчитывается по формуле:

Где – отношение размаха крыла *b* к его хорде *l*.

Примеры расчётов для α = 12:

3) Графики *Сx*= *f*1 (α); *Cy*= *f*2 (α); *С y* =*f*4(*Cx*);*Сxi*=*f*(*Cy*).

Рисунок 2 – Графики *Сx*= *f*1 (α), *Cy*= *f*2 (α);

Рисунок 3 – *С y* =*f*4(*Cx*) (Поляра крыла)

Рисунок 4 – *С y* = *f*4(*Cx*)

# Анализ полученных результатов

1. **Анализ графиков коэффициента сопротивления**

***Cx*** (коэффициент лобового сопротивления профиля крыла):

Полученные результаты показывают зависимость *Cx* от угла наклона чем больше угол наклона крыла, тем больше повышается *Cx*, это связано с повышением давления перед крылом и понижением за крылом. Увеличивается разность давлений и увеличивается лобовое сопротивление, так как обтекание сопровождается образованием вихрей.

***Сy*** (коэффициент сопротивления подъемной силы крыла):

При малых углах атаки зависимость =ƒ(α) прямолинейная, коэффициент  увеличивается пропорционально увеличению угла атаки α.

При дальнейшей увеличении угла атаки давление понижается медленнее, начинается повышение давления вдоль профиля крыла, что вызывает отрыв пограничного слоя от поверхности крыла

Срыв потока начинается на верхней поверхности крыла. Линейная зависимость =ƒ(α) нарушается, коэффициент  увеличивается. **2) Поляра крыла**

График зависимости коэффициентов *Су* и*Сх* называется полярой крыла. Угол атаки αнаив повышает аэродинамическое качество крыла (отношение коэффициентов Cy иCx), а угол качества θ (Угол между векторами подъемной и лобовой силой)будет минимальным. Для определения αнаив нужно провести касательную к поляре из начала координат. Точка касания будет соответствовать θмин, αнаив. Из построенного графика видим, что αнаив соответствует *Сx* = 0,02, = 0,83, что соответствует α≈9⁰

Критический угол атаки αкрит. Для определения критического угла атаки необходимо провести касательную к поляре, параллельную оси Сх. Точка касания будет соответствовать αкрит. Для нашего расчета касательная пересекла значение Сx=0,126, =1,36, что соответствует α≈18⁰

**3) График индуктивного сопротивления**

На углах атаки, близких к критическому, размеры завихренной области должны резко увеличиться, поэтому лобовое сопротивление значительно возрастает и, в связи с этим при достижении значения крит = 1,36 график возвращается «назад» из-за увеличения лобового сопротивления