

# Вопрос по выбору

## Исследование аэродинамических характеристик бумажных самолётиков

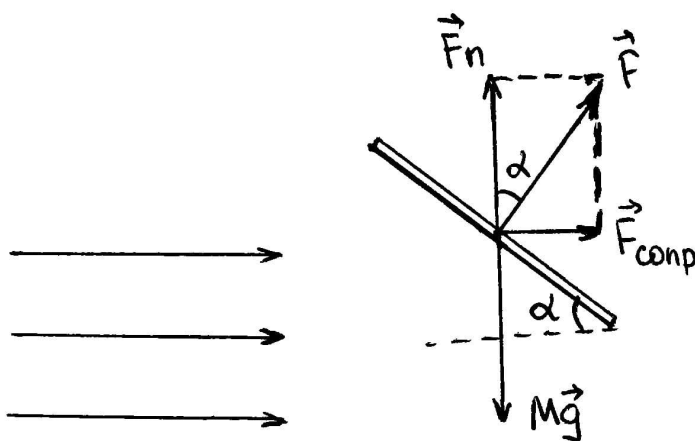
### 1 Введение

**Цель работы:** выявить зависимость аэродинамических характеристик бумажного самолётика от его формы и угла атаки, проанализировать полученные данные.

### 2 Теоретические сведения

Планирование - частный случай снижения самолета без участия тяги, создаваемой двигателем. Для безмоторных летательных аппаратов - планеров, как частный случай - бумажных самолётиков, планирование является основным режимом полета.

Осуществляется планирование за счет уравнивающих друг друга веса и аэродинамической силы, в свою очередь состоящей из подъемной силы и силы лобового сопротивления.



$$\frac{F_n}{F_{\text{сопр}}} = \operatorname{tg} \alpha$$

Более детальное представление о полете дает современная аэродинамическая теория, базирующаяся на описании поведения разных видов потоков воздуха, в зависимости от характера взаимодействия молекул. Различают два основных вида потоков - ламинарный, когда частицы движутся по плавным и параллельным кривым, и турбулентный, когда они перемешиваются. Как правило, не существует ситуаций с чисто ламинарным или чисто турбулентным потоком, взаимодействие и тех и других и создает реальную картину работы крыла.

Если мы рассматриваем конкретный объект с конечными характеристиками - массой, геометрическими размерами, то свойства обтекания потоком на уровне молекулярного взаимодействия характеризуются числом Рейнольдса. Чем больше число, тем меньше влияние вязкости.

$$Re = \frac{VL\rho}{\eta},$$

где  $V$  – скорость потока воздуха в м/с;  $L$  – характерный размер в м;  $\rho$  – плотность воздуха в кг/м<sup>3</sup>;  $\eta$  – вязкость воздуха, Па·с

Для бумажного самолетика число Рейнольдса составляет порядка 30000.

Так как число Рейнольдса гораздо меньше, чем у настоящих самолетов, вязкость воздуха играет куда более значительную роль, в результате чего возрастает сопротивление и уменьшается подъемная сила.

Основными аэродинамическими характеристиками летательного аппарата являются коэффициент подъемной силы  $C_y$ , коэффициент лобового сопротивления  $C_x$  и аэродинамическое качество  $K$ . Измерить их можно весовым методом. Этот метод – один из распространенных видов исследований в экспериментальной аэродинамике. При весовых испытаниях уменьшенную в несколько раз модель летательного аппарата закрепляют в рабочей части аэродинамической трубы на приборе, называемом аэродинамическими весами. Сущность весовых испытаний заключается в непосредственном измерении силы лобового сопротивления и подъемной силы, действующих на летательный аппарат, с помощью аэродинамических весов. Можно сравнить аэродинамическое качество различных летательных аппаратов и сделать выводы об их аэродинамическом совершенстве.

$$C_y = \frac{2F_{\text{п}}}{\rho V^2 S};$$

$$C_x = \frac{2F_{\text{сопр}}}{\rho V^2 S};$$

$$K = \frac{C_y}{C_x},$$

где  $F_{\text{п}}$  – подъемная сила, Н;  $F_{\text{сопр}}$  – сила сопротивления, Н;  $\rho$  – плотность воздуха на высоте полёта, кг/м<sup>3</sup> ( $\rho = 1,148$  кг/м<sup>3</sup> при температуре 25°C);  $V$  – скорость набегающего потока, м/с;  $S$  – характерная площадь крыла, м<sup>2</sup>

## 3 Экспериментальная установка

### 3.1 Аэродинамическая труба

Для проведения эксперимента была создана аэродинамическая труба малых скоростей открытого типа, реализованная на основе пылесоса с производительностью 240 м<sup>3</sup>/ч, включенного обратным ходом. За пылесосом расположены сотообразные решетки, спрямляющие поток. Также труба имеет небольшое сужение на выходе для «подпора» потока, позволяющее снизить турбулентность ценой уменьшения скорости. Открытая рабочая часть обеспечивает свободный доступ к модели и удобство наблюдения.



Вычислим скорость потока воздуха в трубе

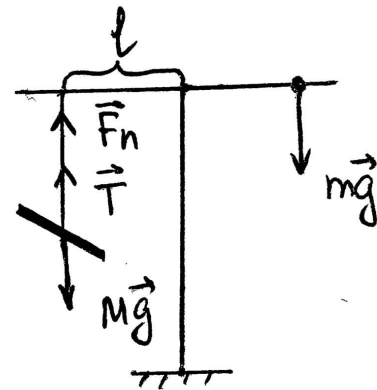
$$V = \frac{L}{3600S},$$

где  $V$  – скорость потока воздуха в м/с;  $L$  – расход воздуха в м<sup>3</sup>/ч;  $S$  – площадь сечения воздуховодов в м<sup>2</sup>.

$$V = \frac{240}{3600 \cdot 0,115^2} = 5 \text{ м/с}$$

### 3.2 Аэродинамические весы

Вместо электронных весов, для измерения подъемной силы, действующей на модель, используются рычажные, собранные из строительных уголков ПВХ. Самолетик подвешивается к ним с помощью четырех нитей, изменение длины которых позволяет регулировать угол атаки. В качестве противовеса используется монета 10 копеек, прикрепленная к части строительного уголка, позволяющего передвигать ее по направляющей (масса груза  $m = 2,95 \text{ г}$ ).



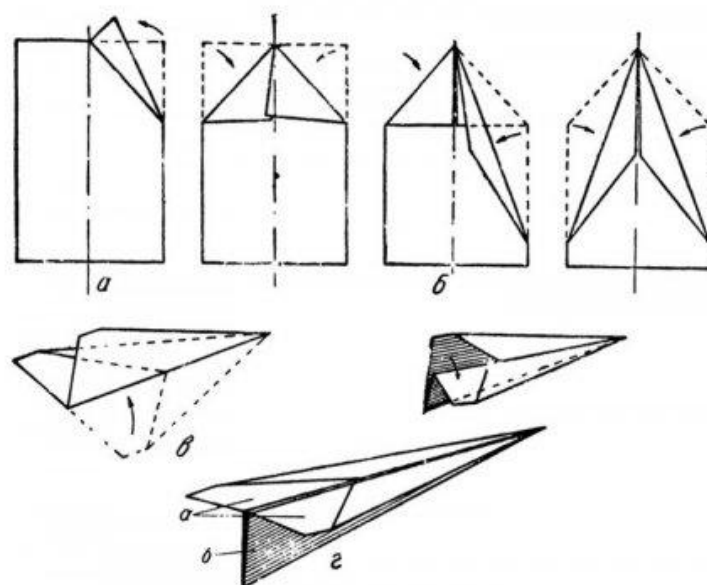
$$F_{\pi} = \frac{mgx}{l},$$

где  $x$  - расстояние между положениями груза на уравновешенных весах при подаче воздуха и без нее, см;  $l$  - расстояние от начала отсчета до центра масс исследуемой модели, см.

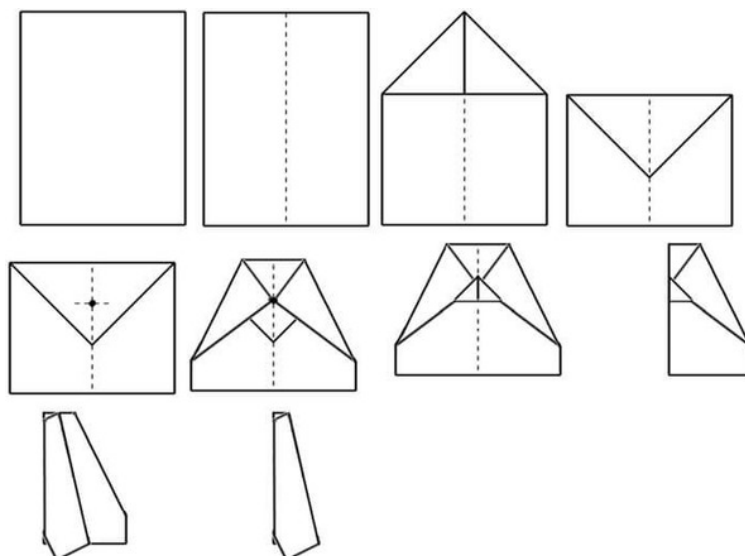
### 3.3 Исследуемые модели

Для эксперимента были выбраны три разные конструкции бумажных самолетов.

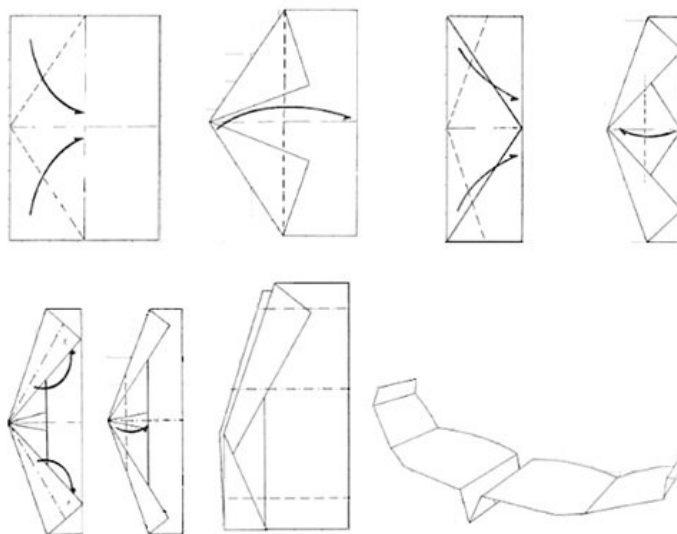
Модель №1.



Модель №2.



**ПЛАНЕР**



Все самолеты изготовлены из одинаковых тетрадных листов бумаги размера 14,5 x 20 см с поверхностной плотностью  $70 \text{ г/м}^2$ . Масса каждого самолета  $M = 2 \text{ г}$ .



Определим положение центра тяжести каждого самолетика. Подвесим модель за произвольную точку и продолжая линию нити, проведем вертикальную линию. То же самое сделаем для другой произвольной точки. Пересечение линий даст центр тяжести. Измерим расстояние от носа до центра тяжести.

№ модели	d, см
1	10,7
2	4,9
3	2,1

Вычислим площадь крыла самолетика, используя компьютерную программу «Ip-square».

№ модели	S, см <sup>2</sup>
1	41,00
2	36,35
3	40,57

## 4 Ход работы

Измерение подъемной силы самолетика производилось следующим образом:

1. Исследуемую модель крыла закрепляем на рычаге аэродинамических весов на расстоянии 10 см от аэродинамической трубы. Приводим весы в равновесие с помощью груза. При этом положение нитей должно быть вертикальным. Отмечаем положение центра тяжести самолета на шкале. Измеряем расстояние между нитями. При необходимости меняем длины нитей так, чтобы получить нужный угол атаки (тангенс угла рассчитывается как отношение разности расстояний от плеча рычага до крыла со стороны носа и со стороны хвоста самолетика к расстоянию между нитями). Отмечаем положение груза на шкале.

2. Включаем аэродинамическую трубу. Поток воздуха из трубы направляем на модель.

3. Наблюдаем отклонение рычага. Перемещаем груз так, чтобы рычаг снова пришел в равновесие. Отмечаем новое положение груза.

4. Заносим в таблицу разность между положениями груза  $x$  и положение центра тяжести самолетика  $l$ . Повторяем эксперимент для других углов атаки и других моделей.

## 5 Результаты измерений и обработка данных

Модель №1

Угол атаки, °	5	10	20	30	40	50	60
$l$ , см	12,0	12,2	12,5	13,0	13,5	14,2	15,0
$x$ , см	0,25	0,5	1,5	3	3,5	1,5	1
$F_n$ , Н	0,0006	0,0019	0,0035	0,0067	0,0075	0,0030	0,0020
$C_y$	0,009	0,0195	0,057	0,1005	0,088	0,0597	0,0318
$C_x$	0,00087	0,00345	0,021	0,064	0,0734	0,070	0,056

Модель №2

Угол атаки, °	5	10	20	30	40	50	60
$l$ , см	14,3	14,5	14,8	15,0	15,3	15,5	16,0
$x$ , см	1,2	1,5	4,0	2,5	2,3	2,2	2,0
$F_n$ , Н	0,0024	0,0029	0,0078	0,0048	0,0044	0,0041	0,0036
$C_y$	0,045	0,056	0,116	0,089	0,081	0,076	0,067
$C_x$	0,00395	0,00981	0,0532	0,0521	0,0679	0,0909	0,1165

Модель №3

Угол атаки, °	5	10	20	30	40	50	60
l, см	15,0	15,3	15,5	15,6	15,8	16,0	16,1
x, см	2,0	2,5	1,8	2,3	1,5	0,9	0,7
$F_n$ , Н	0,0039	0,0047	0,0034	0,0043	0,0027	0,0016	0,0013
$C_y$	0,064	0,068	0,072	0,069	0,045	0,027	0,021
$C_x$	0,0056	0,0139	0,0204	0,0368	0,0383	0,0323	0,0365

Оценим погрешности измерений.

При измерении размеров аэродинамической трубы случайная погрешность вычисляется по формуле  $\sigma_a^{\text{сл}} = \sqrt{\frac{1}{N(N-1)} \sum (a_i - \bar{a})^2}$ , где  $N = 7$  - количество измерений, и составляет  $\sigma_a^{\text{сл}} \approx 0,3$  см. С учетом систематической погрешности  $\sigma_a^{\text{сист}} = 0,3$  см

$$\sigma_a^{\text{полн}} = \sqrt{(\sigma_a^{\text{сл}})^2 + (\sigma_a^{\text{сист}})^2} \approx 0,4 \text{ см.}$$

Тогда погрешность измерения скорости воздушного потока равна

$$\sigma_V = \bar{V} \sqrt{2 \left( \frac{\sigma_a^{\text{полн}}}{\bar{a}} \right)^2} \approx 0,06 \text{ м/с}$$

Погрешность при измерении x и d составляет ( $N = 7$ ,  $\sigma_a^{\text{сист}} = 0,3$  см)

$$\sigma_x^{\text{сл}} = \sqrt{\frac{1}{N(N-1)} \sum (x_i - \bar{x})^2}$$

$$\sigma_x^{\text{полн}} = \sqrt{(\sigma_x^{\text{сл}})^2 + (\sigma_x^{\text{сист}})^2} \approx 0,5 \text{ см.}$$

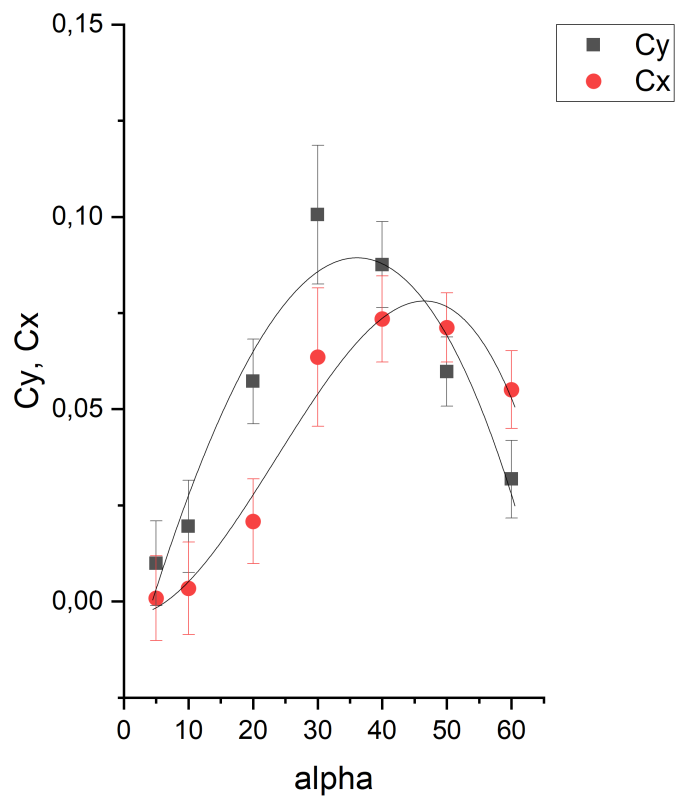
Тогда погрешность измерения  $C_y$  и  $C_x$  равна

$$\sigma_{C_y} = \sigma_{C_x} = C_y \sqrt{2 \left( \frac{\sigma_V}{\bar{V}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_a^{\text{полн}}}{\bar{a}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_x^{\text{полн}}}{\bar{x}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_x^{\text{полн}}}{\bar{d}} \right)^2}$$

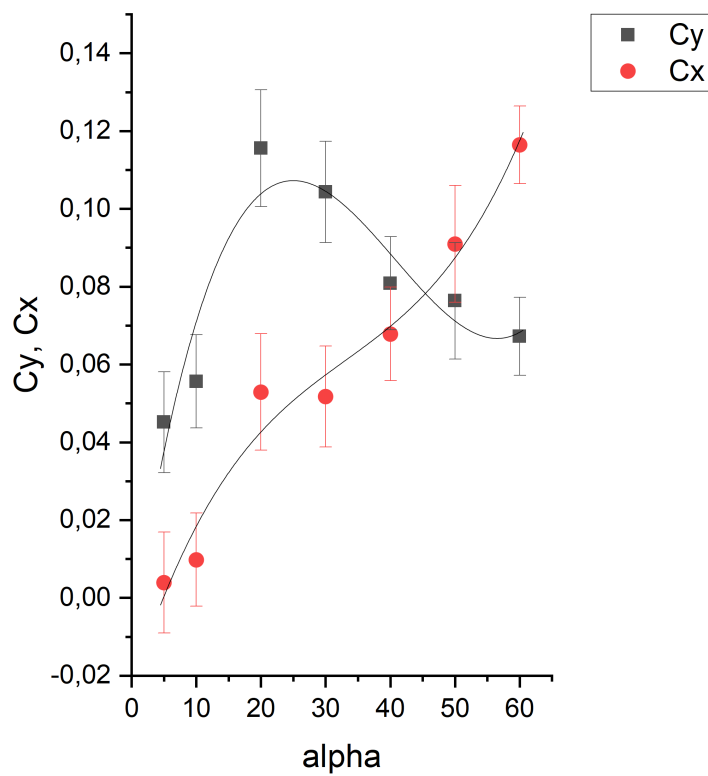
Модель №1							
$C_y$	0,009	0,0195	0,057	0,1005	0,088	0,0597	0,0318
$\sigma_{C_y}$	0,011	0,012	0,011	0,018	0,012	0,009	0,010
Модель №2							
$C_y$	0,045	0,056	0,116	0,089	0,081	0,076	0,067
$\sigma_{C_y}$	0,013	0,012	0,015	0,013	0,012	0,015	0,01
Модель №3							
$C_y$	0,0056	0,0139	0,0204	0,0368	0,0383	0,0323	0,0365
$\sigma_{C_y}$	0,008	0,011	0,007	0,01	0,008	0,008	0,007

**Графики зависимости  $C_y$  и  $C_x$  от угла атаки  $\alpha$**

Модель №1

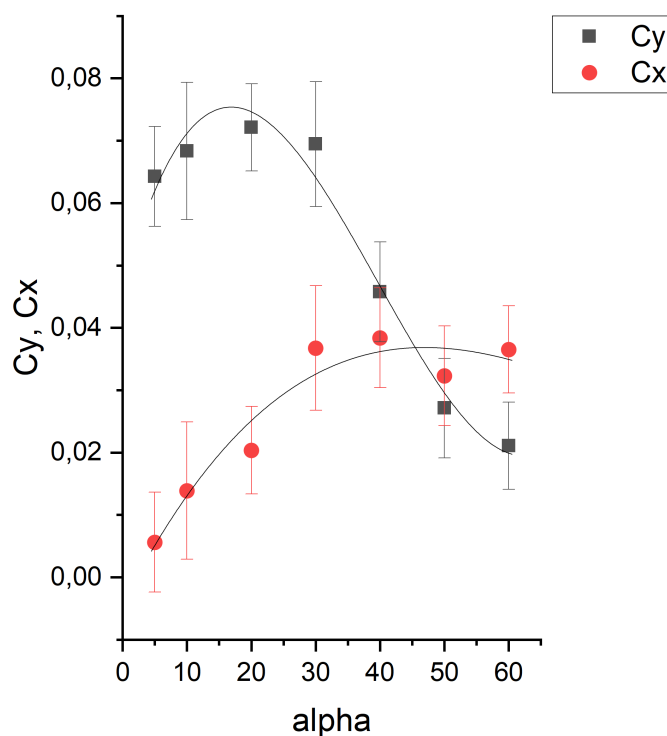


Модель №2



Модель №3





## 6 Вывод

В ходе работы были спланированы и осуществлены эксперименты, позволившие определить численные аэродинамические характеристики для разных конструкций самолетов из бумаги.

Ввиду того, что сила сопротивления не измерялась напрямую, соотношение между подъемной силой и силой сопротивления (аэродинамическое качество) зависело только от угла атаки, но не от формы самолетика. Максимум его ( $K = 10$ ) достигался при угле атаки  $5^\circ$ .

Погрешность измерений достаточно велика. В первую очередь из-за несовершенства измерительных приборов и используемых материалов (аэродинамическая труба недостаточно герметична, достаточно сильное трение в рычаге весов).

Однако с учетом погрешности, экспериментальные данные соответствуют теоретическим в рамках данной модели (без учета циркуляционного эффекта). Зависимости коэффициента подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления от угла атаки представлены на графиках.

## 7 Список использованной литературы

А.Л. Стасенко. Физика полета. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1988.

Ефимов В.В. Ефимова М.Г. Основы авиации. Часть I Основы аэродинамики полета летательных аппаратов: Учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2012.

Стахурский А. Для умелых рук: Настольная аэродинамическая труба. Центральная станция юных техников имени Н.М. Шверника - М.: Министерство культуры СССР. Главное управление полиграфической промышленности, 13-я типография, 1956.