

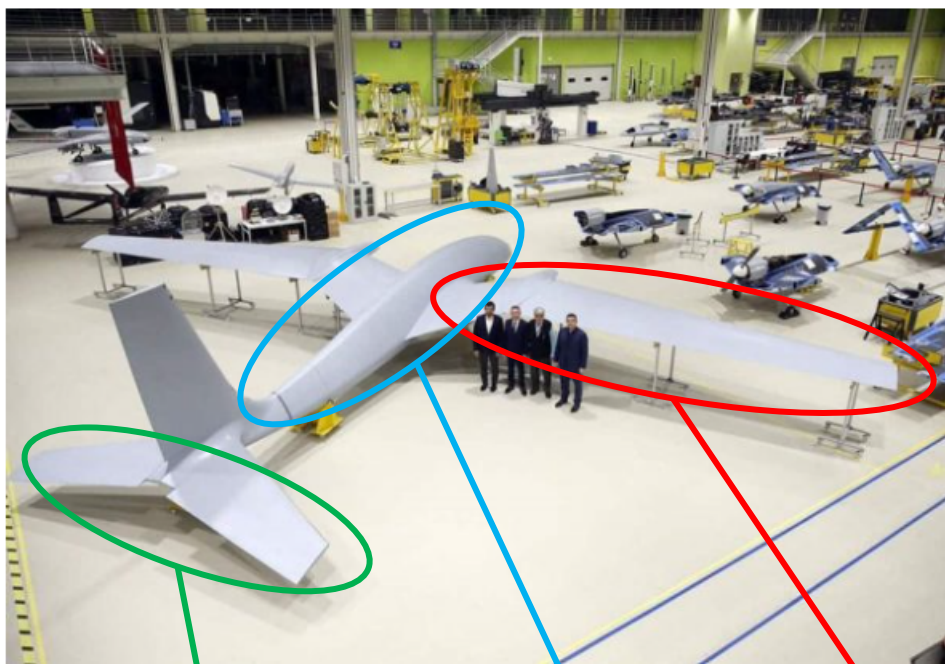
Домашнее задание по курсу  
«Прикладная гидроаэродинамика»

**Определение аэродинамических  
характеристик крылатого  
летательного аппарата**

**Сдать необходимо до 1 мая 2024 г.**

# 1. Введение

Рассмотрим беспилотный летательный аппарат :



Оперение

Корпус

Крыло

Турецкий БПЛА Akinci



# 1. Введение

Аэродинамические  
коэффициенты  
компоновки  $\neq$  Сумма  
аэродинамических  
характеристик  
составляющих  
элементов



Потому что существует  
**аэродинамическая интерференция**

Определить аэродинамические характеристики ЛА  
или его части возможно:

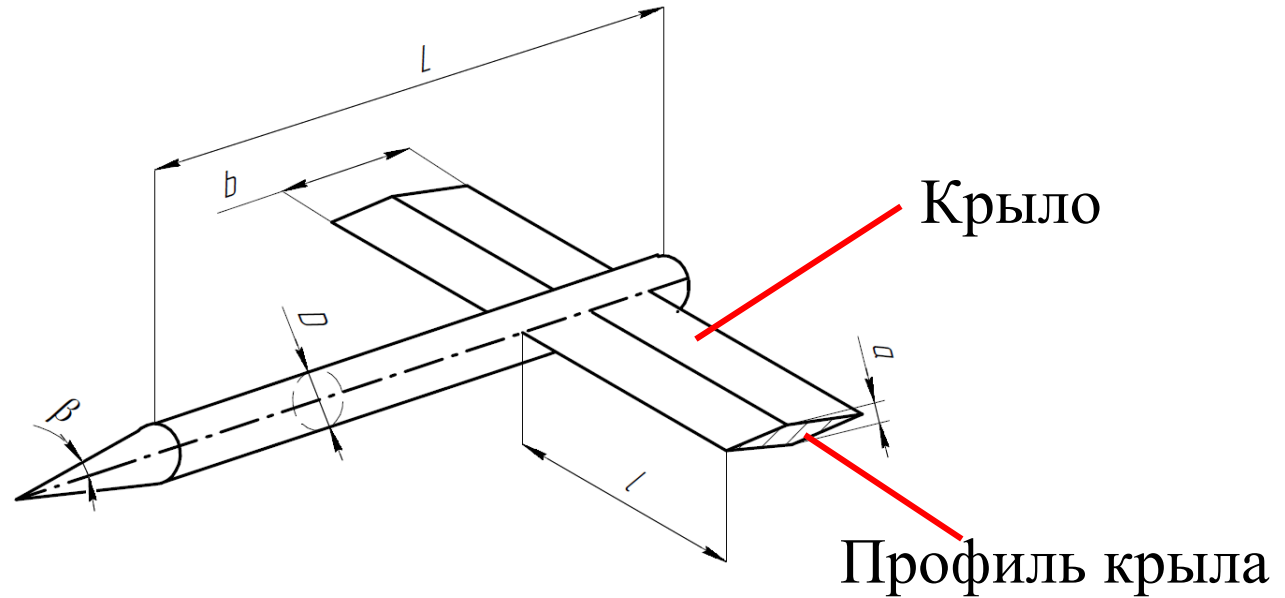
При помощи  
численного  
моделирования

Используя  
методики расчета

Экспериментально

## 2. Задание

Рассмотрим следующую конструкцию беспилотного летательного аппарата :



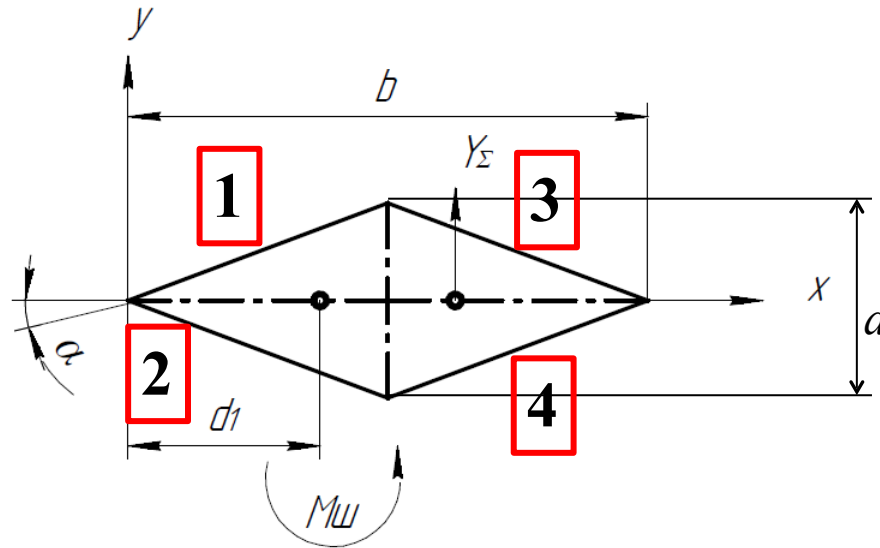
В домашнем задании необходимо определить аэродинамические характеристики изолированного крыла в сверхзвуковом потоке воздуха.

## 2. Задание

### Профиль крыла

**Высота полета  
беспилотника**

$H = 1500$  м



**1 группа:**

$$M_{\infty} = 2,5 + 0,1 \times N;$$

$$a = 40 \text{ мм};$$

$$b = 500 \text{ мм};$$

$$d_1 = 200 + 6 \times N, \text{ мм};$$

$$\alpha = 2^\circ + 0,1 \times N, \text{ мм};$$

$$l = 1000, \text{ мм}.$$

**2 группа:**

$$M_{\infty} = 2,7 + 0,15 \times N;$$

$$a = 45 \text{ мм};$$

$$b = 550 \text{ мм};$$

$$d_1 = 230 - 5 \times N, \text{ мм};$$

$$\alpha = 2^\circ + 0,1 \times N, \text{ мм};$$

$$l = 900, \text{ мм}.$$

**3 группа:**

$$M_{\infty} = 3 + 0,13 \times N;$$

$$a = 40 \text{ мм};$$

$$b = 500 \text{ мм};$$

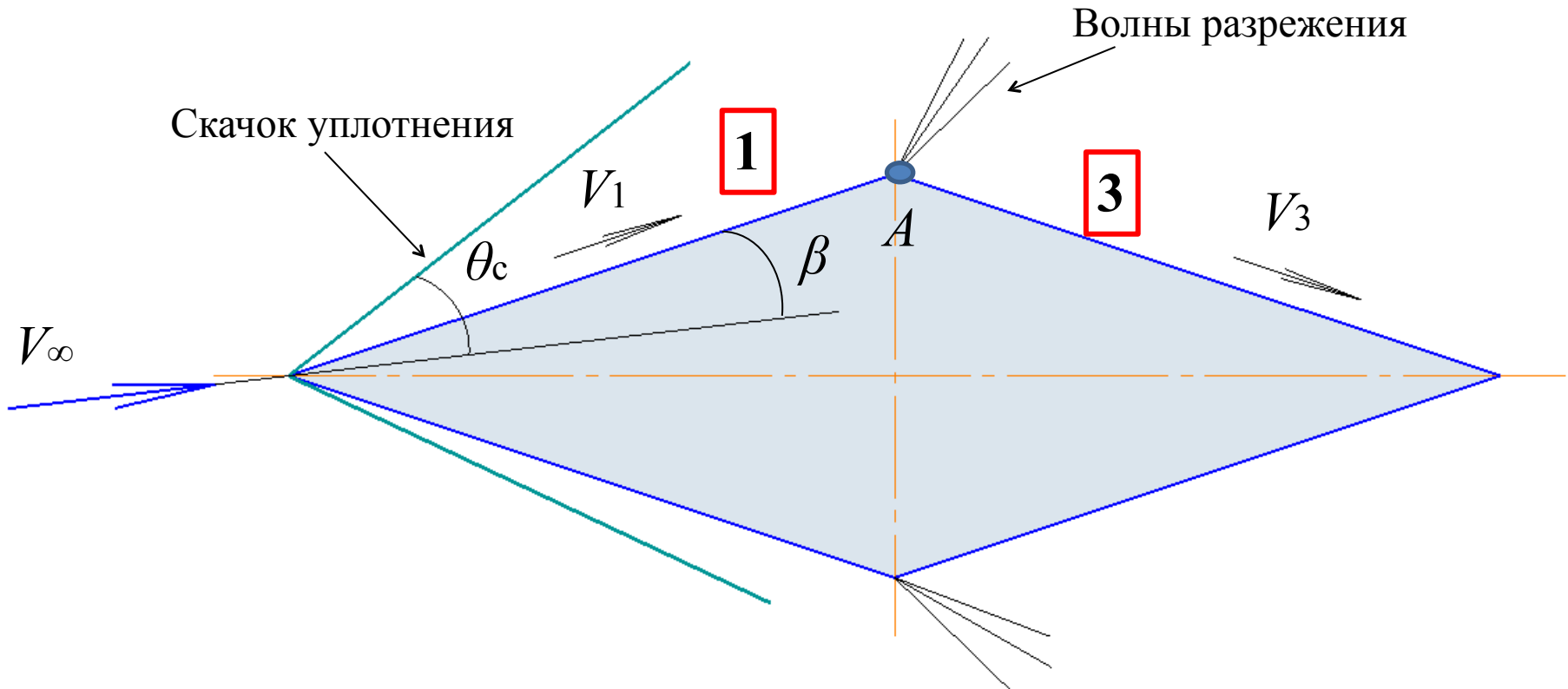
$$d_1 = 190 + 4 \times N, \text{ мм};$$

$$\alpha = 1^\circ + 0,3 \times N, \text{ мм};$$

$$l = 1100, \text{ мм}.$$

# 3. Расчет

Структура обтекания профиля  
при сверхзвуковой скорости набегающего потока



# 3. Расчет

1. По заданной высоте определить параметры невозмущенного потока, используя **ГОСТ 4401-81**.
2. Рассчитать параметры потока на гранях 1 и 2, используя теорию косо́го скачка уплотнения.

См. Учебник **Аэродинамика, 2-е издание, под редакцией В.Т. Калугина**, стр. 111-114.

Учебник доступен в электронном виде <http://ebooks.bmstu.ru/catalog/73/book1628.html>

3. Рассчитать параметры потока на гранях 3 и 4, используя метод линеаризации.

См. Учебник **Аэродинамика, 2-е издание, под редакцией В.Т. Калугина**, стр. 263-268.

4. Рассчитать аэродинамические силы  $X$ ,  $Y$  и момент  $M_z$  профиля, а также его аэродинамические коэффициенты в связанной с профилем системе координат  $xOy$ .

Принимаем, что размах профиля равен единице, характерная площадь  $S=a \cdot b/2$ . При вычислении момента тангажа  $M_z$  и коэффициента момента тангажа полагаем, что точка приложения аэродинамической силы, действующей на каждую грань, находится в ее центре, за характерный размер  $l$  принимаем  $b$ .

5. Определить положение центра давления и величину шарнирного момента.
6. Определить аэродинамические силы  $X_a$ ,  $Y_a$  профиля, а также его аэродинамические коэффициенты в поточной системе координат, связанной с корпусом летательного аппарата  $x_aO_a y_a$ .
7. Составить отчет.

## 4. Отчет

Отчет должен содержать:

1. Титульный лист;
2. Постановку задачи;
3. Алгоритм и результаты расчета.
4. Выводы
5. Листинг программы

**Сдать домашнее задание необходимо до 1 мая 2024 г.**