

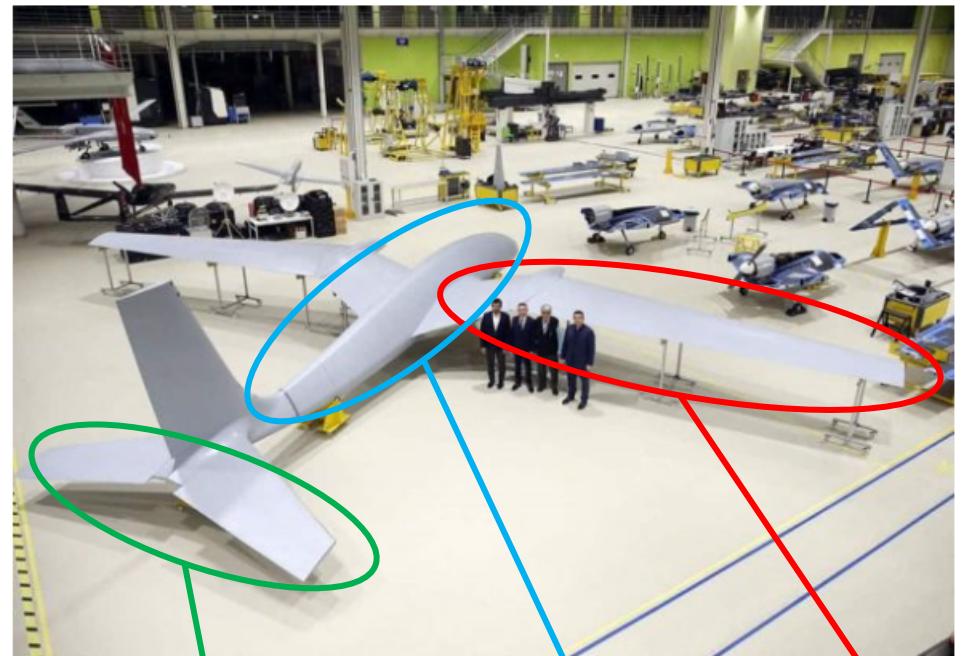
Домашнее задание по курсу
«Прикладная гидроаэродинамика»

**Определение аэродинамических
характеристик крылатого
летательного аппарата**

Сдать необходимо до 1 мая 2024 г.

1. Введение

Рассмотрим беспилотный летательный аппарат :



Оперение

Корпус

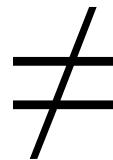
Крыло

Турецкий БПЛА Akinci



1. Введение

Аэродинамические
коэффициенты
компоновки



Сумма
аэродинамических
характеристик
составляющих
элементов



Потому что существует
аэродинамическая интерференция

Определить аэродинамические характеристики ЛА
или его части возможно:

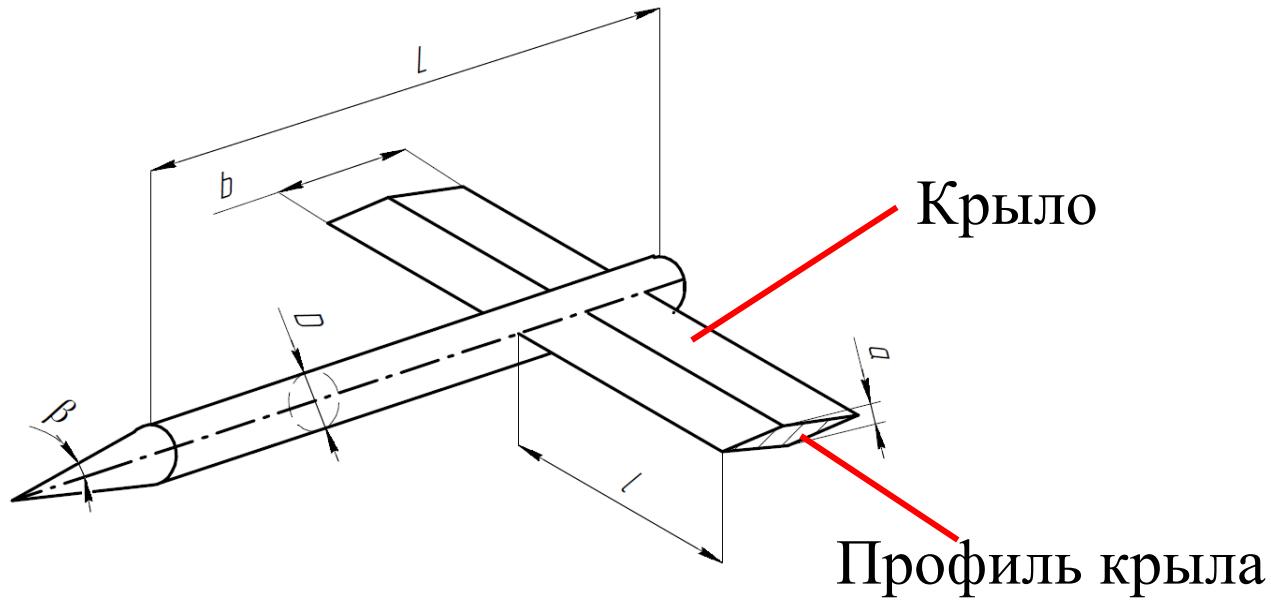
При помощи
численного
моделирования

Используя
методики расчета

Экспериментально

2. Задание

Рассмотрим следующую конструкцию беспилотного летательного аппарата :



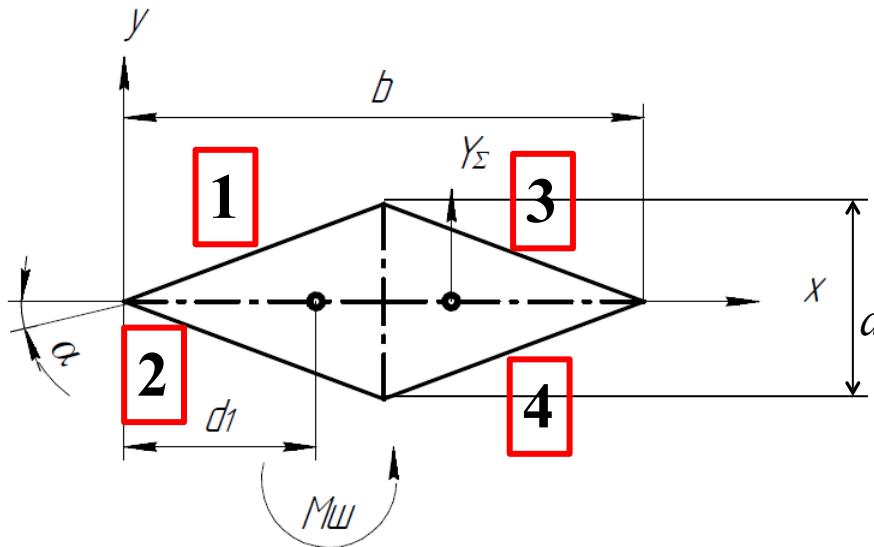
В домашнем задании необходимо определить
аэродинамические характеристики изолированного крыла
в сверхзвуковом потоке воздуха.

2. Задание

Профиль крыла

Высота полета
беспилотника

$$H = 1500 \text{ м}$$



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:

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

$$a = 40 \text{ мм};$$

$$b = 500 \text{ мм};$$

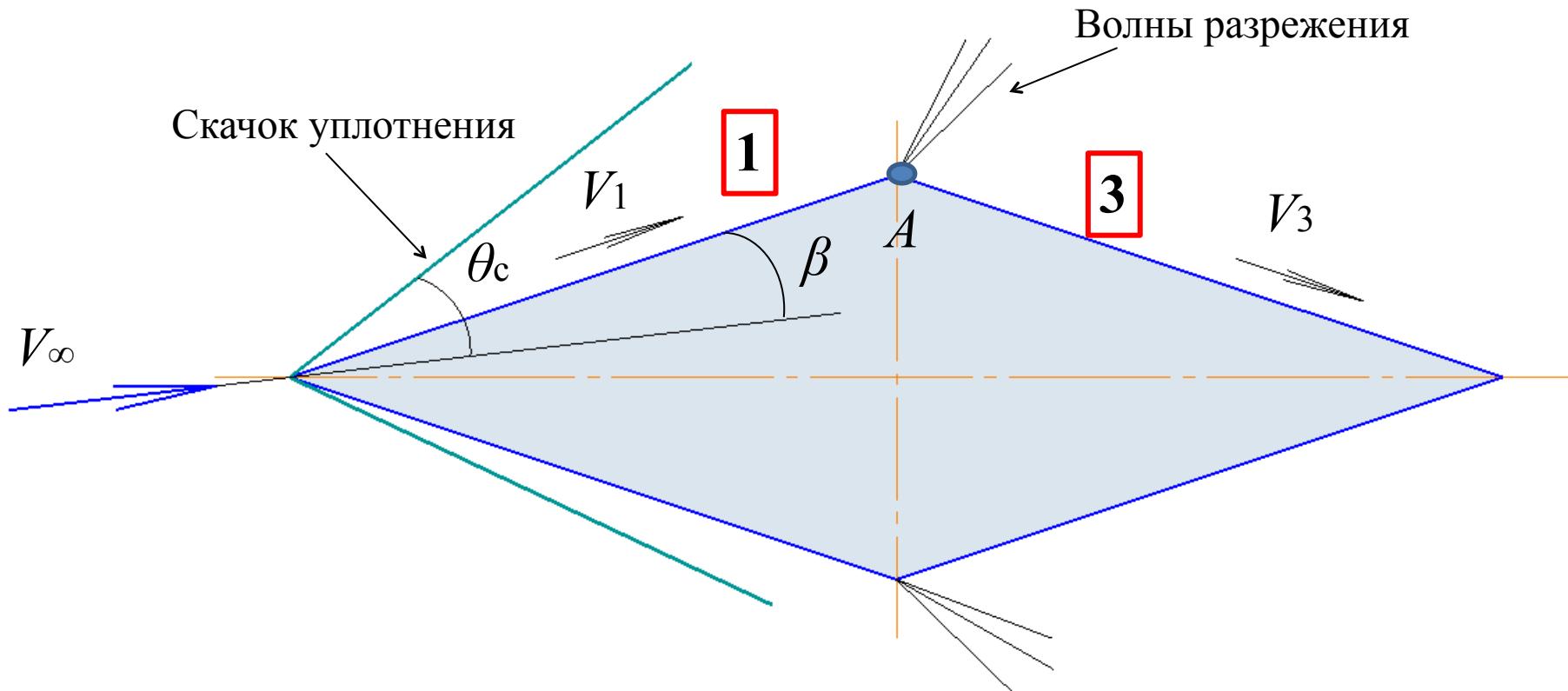
$$d_1 = 190 + 4 \times N, \text{ мм};$$

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

$$l = 1100, \text{ мм.}$$

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 косого 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 $x_aO_ay_a$.
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.