

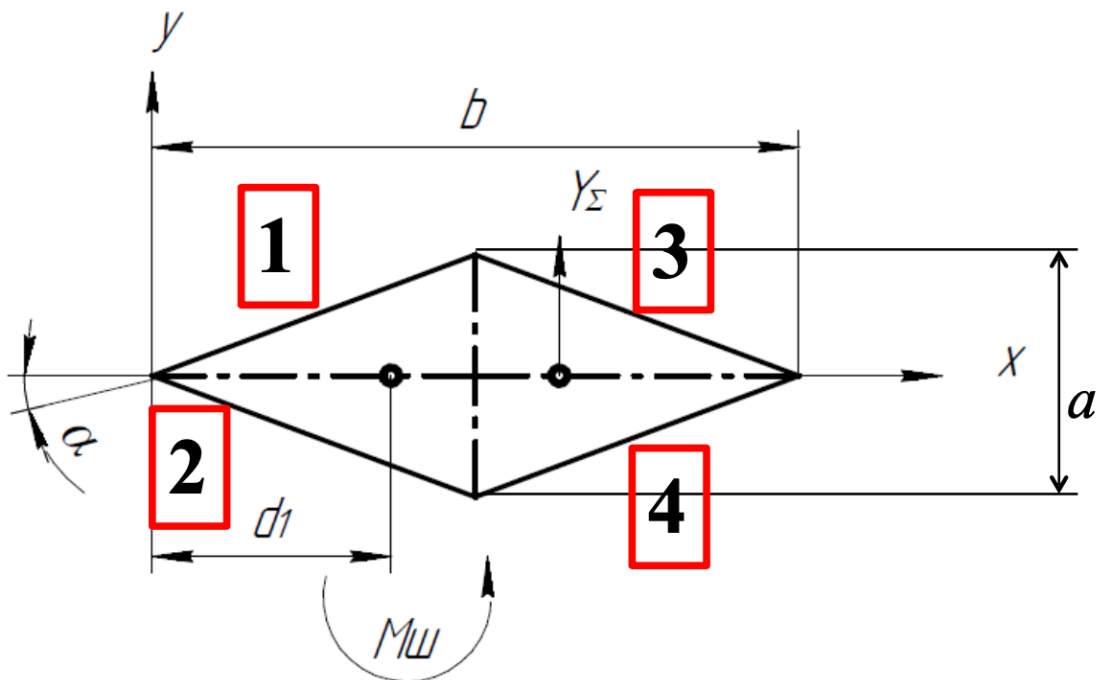
Расчёт аэродинамических характеристик ромбовидного профиля

Вариант №1

Постановка задачи

1. По заданной высоте определить параметры невозмущённого потока.
2. Рассчитать параметры потока на гранях 1 и 2, используя теорию косого скачка уплотнения.
3. Рассчитать параметры потока на гранях 3 и 4, используя метод линеаризации.
4. Определить аэродинамические силы X , Y и момент M_z профиля, а также его аэродинамические коэффициенты в связанной с профилем системе координат xOy .
5. Определить положение центра давления и величину шарнирного момента.
6. Определить аэродинамические силы X_a , Y_a профиля и его аэродинамические коэффициенты в потоковой системе координат $X_aO_aY_a$.

Исходные данные



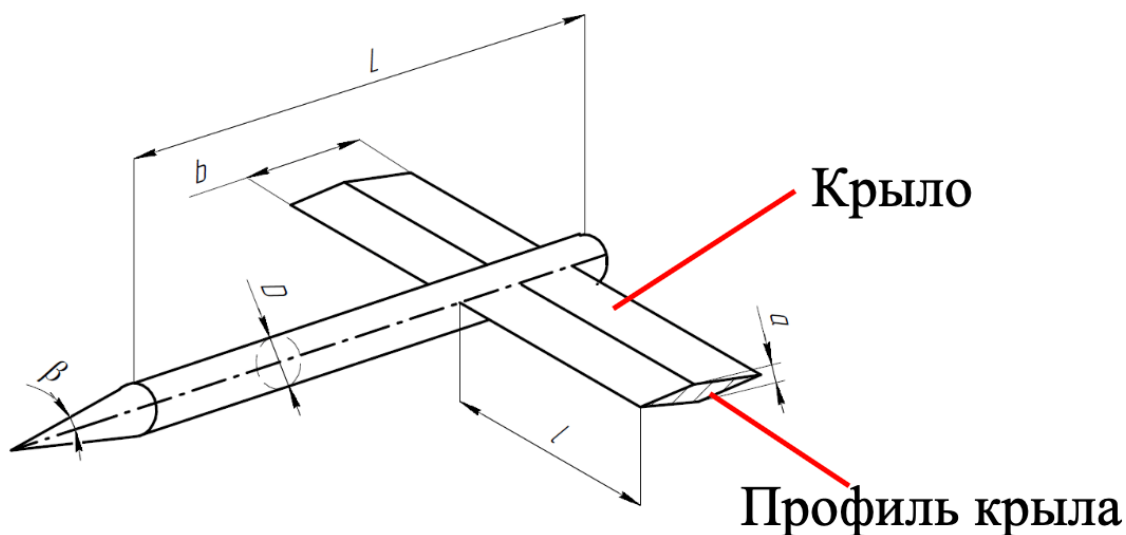
$$N = 1, \quad k = 1.4, \quad a = 50 \text{ мм}, \quad b = 500 \text{ мм},$$

$$\alpha = 1^\circ + 0.1 \cdot 1 = 1.1^\circ, \quad l = 1000 \text{ мм}, \quad d_1 = 200 + 5 \cdot 1 = 205 \text{ мм},$$

$$M_\infty = 2.5 + 0.1 \cdot 1 = 2.6, \quad H_\Sigma = 1,2 \text{ км}.$$

Для высоты $H = 1200$ м по ГОСТ 4401–81:

$$P_\infty = 87718 \text{ Па}, \quad \rho_\infty = 1,08999 \text{ кг/м}^3, \quad T_\infty = 280,351 \text{ К}, \quad a_\infty = 338,56 \text{ м/с}.$$



Грани 1 и 2 — косой скачок уплотнения

Грань 1

Угол установки и угол отклонения потока на грани 1:

$$\beta_{,1} = \arctan\left(\frac{a}{b}\right) - \alpha = \arctan\left(\frac{50}{500}\right) - 1.1^\circ = 5.71^\circ - 1.1^\circ = 4.61^\circ (0.08047 \text{ рад}).$$

$$\theta_c = 26.10^\circ (0.4559 \text{ рад}).$$

Термодинамические параметры за скачком:

$$P_1 = \left[1 + \frac{2k}{k+1}(M_\infty^2 \sin^2 \theta_c - 1)\right] P_\infty = 119267.7 \text{ Па},$$

$$\rho_1 = \frac{(k+1) M_\infty^2 \sin^2 \theta_c}{(k-1) M_\infty^2 \sin^2 \theta_c + 2} \rho_\infty = 1,3563 \text{ кг/м}^3,$$

$$T_1 = \frac{P_1/P_\infty}{\rho_1/\rho_\infty} T_\infty = 306.33 \text{ К},$$

$$a_1 = \sqrt{k R T_1} = 350.83 \text{ м/с},$$

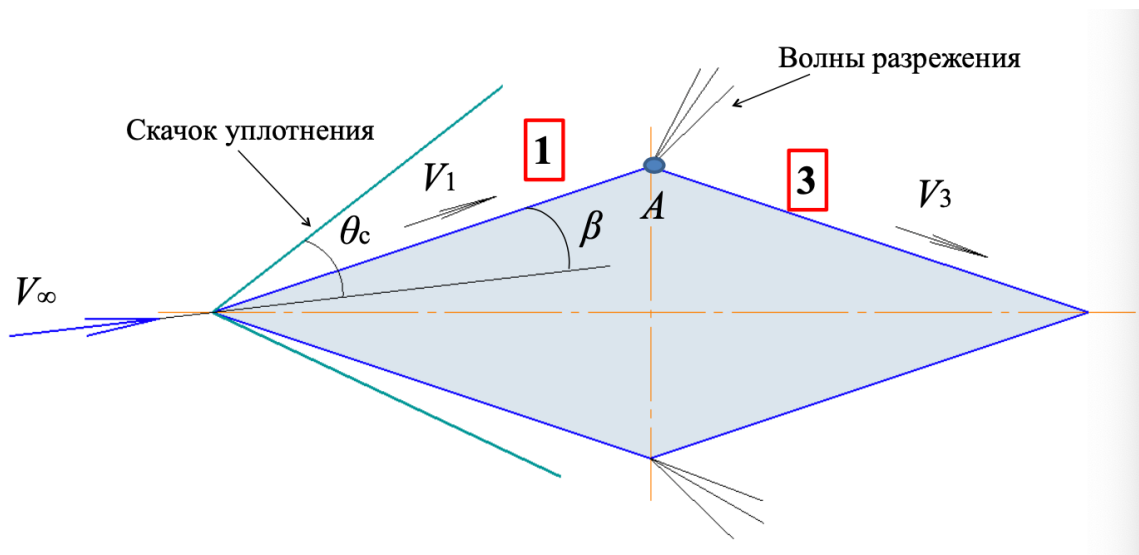
$$V_1 = M_\infty a_\infty \frac{\cos \theta_c}{\cos(\theta_c - \beta_{,1})} = 849.55 \text{ м/с},$$

$$M_1 = \frac{V_1}{a_1} = 2.4215.$$

Грань 2

Угол на грани 2:

$$\beta_{,2} = \arctan\left(\frac{a}{b}\right) + \alpha = 5.71^\circ + 1.1^\circ = 6.81^\circ (0.1189 \text{ рад}).$$



$$\theta_c = 27.93^\circ (0.4874 \text{ рад}).$$

Параметры за скачком:

$$P_2 = \left[1 + \frac{2k}{k+1}(M_\infty^2 \sin^2 \theta_c - 1)\right] P_\infty = 137148.7 \text{ Па},$$

$$\rho_2 = \frac{(k+1) M_\infty^2 \sin^2 \theta_c}{(k-1) M_\infty^2 \sin^2 \theta_c + 2} \rho_\infty = 1,4960 \text{ кг/м}^3,$$

$$T_2 = \frac{P_2/P_\infty}{\rho_2/\rho_\infty} T_\infty = 319.36 \text{ К},$$

$$a_2 = \sqrt{k R T_2} = 358.22 \text{ м/с},$$

$$V_2 = M_\infty a_\infty \frac{\cos \theta_c}{\cos(\theta_c - \beta_{2,2})} = 833.73 \text{ м/с},$$

$$M_2 = \frac{V_2}{a_2} = 2.3274.$$

Грани 3 и 4 — линейзация изгибающей образующей

Параметры на грани 3:

$$\Delta\beta = 2 \arctan \frac{a}{b} = 11.42^\circ (0.1994 \text{ рад}),$$

$$P_3 = P_1 - \frac{2 \Delta\beta}{\sqrt{M_1^2 - 1}} \frac{\rho_1 V_1^2}{2} = 30787.2 \text{ Па},$$

$$V_3 = V_1 + \frac{P_1 - P_3}{\rho_1 V_1} = 926.34 \text{ м/с},$$

$$\rho_3 = \frac{\rho_1 V_1}{V_3} = 1,2439 \text{ кг/м}^3,$$

$$T_3 = \frac{P_3}{R \rho_3} = 86.24 \text{ К},$$

$$a_3 = \sqrt{k R T_3} = 186.15 \text{ м/с},$$

$$M_3 = \frac{V_3}{a_3} = 4.9764.$$

Параметры на грани 4:

$$\Delta\beta = -2 \arctan \frac{a}{b} = -11.42^\circ \text{ } (-0.1994 \text{ рад}),$$

$$P_4 = P_2 - \frac{2 \Delta\beta}{\sqrt{M_2^2 - 1}} \frac{\rho_2 V_2^2}{2} = 235780.8 \text{ Па},$$

$$V_4 = V_2 + \frac{P_2 - P_4}{\rho_2 V_2} = 754.65 \text{ м/с},$$

$$\rho_4 = \frac{\rho_2 V_2}{V_4} = 1,6528 \text{ кг/м}^3,$$

$$T_4 = \frac{P_4}{R \rho_4} = 497.06 \text{ К},$$

$$a_4 = \sqrt{k R T_4} = 446.90 \text{ м/с},$$

$$M_4 = \frac{V_4}{a_4} = 1.6886.$$

Расчёт аэродинамических сил

$$l = 0.5 \sqrt{a^2 + b^2} = 251.2 \text{ мм}, \quad \beta = \arctan\left(\frac{a}{b}\right) = 5.71^\circ.$$

Толщина профиля принимается равной 1 м.

$$F_1 = (P_1 - P_\infty) \times l = 7926.8 \text{ Н},$$

$$F_2 = (P_2 - P_\infty) \times l = 12419.3 \text{ Н},$$

$$F_3 = (P_3 - P_\infty) \times l = -14303.7 \text{ Н},$$

$$F_4 = (P_4 - P_\infty) \times l = 37200.3 \text{ Н}.$$

Подъёмная сила и лобовое сопротивление:

$$Y_\Sigma = (F_2 + F_4 - F_1 - F_3) \cos \beta = 55718.7 \text{ Н},$$

$$X_\Sigma = (F_1 + F_2 - F_3 - F_4) \sin \beta = -253.8 \text{ Н}.$$

Аэродинамические коэффициенты

Динамическое давление:

$$V_\infty = M_\infty a_\infty = 880.256 \text{ м/с}, \quad q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 = 422290 \text{ Па}, \quad S = 1 \text{ м}^2.$$

$$C_Y = \frac{Y_\Sigma}{q_\infty S} = 0.13194,$$

$$C_X = \frac{X_\Sigma}{q_\infty S} = -6.01 \times 10^{-4}.$$

Момент и центр давления

$$M_A = (F_2 - F_1) \frac{l}{2} + (F_4 - F_3) \left(\frac{3b}{4} \cos \beta - \frac{a}{4} \sin \beta \right) = 1.9735 \text{e}4 \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Коэффициент момента

$$m_z = \frac{M_A}{q_\infty S l} = \frac{1.9735 \times 10^4}{422290 \cdot 1 \cdot 1} = 0.0468.$$

Координата центра давления:

$$\frac{x_{..}}{b} = \frac{m_z}{C_{Y,}} = \frac{0.0468}{0.13194} = 0.3545, \quad x_{..} = 0.3545 b = 177.3 \text{ мм}.$$

Шарнирный момент (точка А на расстоянии $d_1 = 205$ мм):

$$M = Y_\Sigma (x_{..} - d_1) = -1546 \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Аэродинамические силы в потоковой системе координат

$$\begin{aligned} C'_{Y_a} &= C_X \cos \alpha + C_Y \sin \alpha = 0.001933, \\ C'_{X_a} &= C_X \sin \alpha - C_Y \cos \alpha = -0.131931, \\ Y_a &= C'_{Y_a} q_\infty S = 816.7 \text{ Н}, \\ X_a &= C'_{X_a} q_\infty S = -55773 \text{ Н}. \end{aligned}$$