



Задания заключительного этапа (полуфинала)
 Всероссийской олимпиады студентов «Я – профессионал»
 по направлению «Авиастроение»
 Категория участия «Бакалавриат»

Вариант № 1

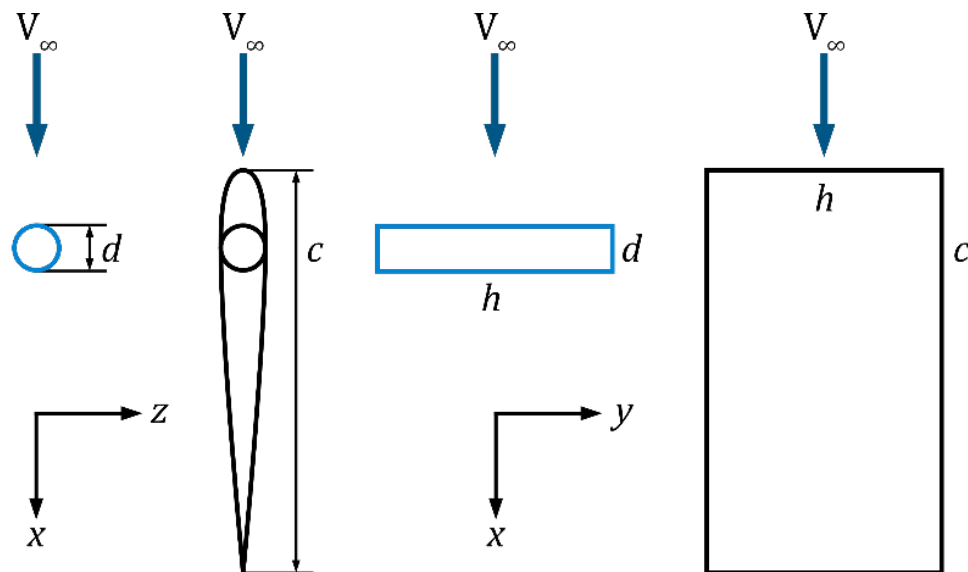
Задача № 1

Коэффициент лобового сопротивления цилиндра, установленного перпендикулярно набегающему потоку, $C_{x, \text{цилиндр}} = 1$. Для снижения лобового сопротивления цилиндра его заключили в обтекатель с удобообтекаемой формой. Коэффициент лобового сопротивления обтекателя $C_{x, \text{обтекатель}} = 0,01$.

На рисунке показаны две проекции цилиндра (голубым цветом) и обтекателя (черным цветом).

Хорда обтекателя c равна десяти диаметрам цилиндра d : $c = 10d$.

Найдите отношение силы лобового сопротивления цилиндра к силе лобового сопротивления обтекателя. В качестве ссылочной площади используйте площади плановых проекций цилиндра и обтекателя (при виде сверху, вдоль оси Z на рисунке).



Решение (основные вычисления):

$$\frac{X_{\text{цил}}}{X_{\text{обт}}} = \frac{C_{x \text{ цилиндр}} d h q_\infty}{C_{x \text{ обт}} 10 d h q_\infty} = \frac{1}{0,01 \cdot 10} = 10$$

Ответ: 10.



Задача № 2.

Самолёт имеет следующие характеристики:

m/S	кг/м ²	400
Размах крыла l	м	14
Удлинение крыла $\lambda_{кр}$		3,6
C_y^α	1/град.	0,1
Момент инерции J_z	кг/м ³	300000
Момент инерции J_y	кг/м ³	340000
Коэффициент эффективности стабилизатора m_z^φ	1/рад	-0,7
Коэфф. отвала поляры A		0,09
Коэффициент C_{x0}		0,02
Допустимый коэффициент подъемной силы $C_{удоп}$		1,4
Максимальная эксплуатационная перегрузка $n_{ya\ max}^3$		7,0

Оси связанной системы координат направлены вдоль главных осей инерции. Нулевые углы атаки и нулевой угол скоса потока равны нулю. Моменты от тяги равны нулю. Угол установки двигателей равен нулю. Требуемая точность вычислений — до третьей значащей цифры с округлением по правилам. Считать $u_T = 0$. Упругость не учитывать.

Самолёт спроектирован по нормальной схеме с отклоняемым стабилизатором и оснащен необратимой бустерной системой управления с простым демпфером тангажа, работающим по закону $\Delta\varphi_{cp} = 0,6\omega_z$. Поляра самолета параболическая (см. таблицу).

Известно, что с отключенным демпфером при центровке $\bar{x}_{T1} = 0,25$ его степень статической устойчивости по перегрузке $\sigma_n = -0,05$. Самолёт при центровке $\bar{x}_{T2} = 0,20$ на высоте $H = 2\ 000$ м ($\rho_n = 1,0$ кг/м³) и приборной скорости $V_{пр} = 540$ км/ч (докритическое число M) с включенным демпфером выполняет правильный установившийся вираж с перегрузкой $n_y = 4,5$. Происходит полный отказ вычислителя демпфера тангажа, так что его сигнал ступенчато обнуляется.

Определить, на какую величину изменится собственная частота недемпфированных короткопериодических колебаний самолета в продольном канале при этом. На какую величину отклонится стабилизатор, если летчик не изменяет положение РУС по тангажу? Принять, что скорость и высота полёта не изменяются при развитии отказа. Влиянием тяги на демпфирование не пренебрегать.

Решение (основные вычисления):

$$\omega_0^2 = \frac{Y^\alpha b_a}{I_z} \sigma_n$$

$$\sigma_n = \bar{X}_T - \bar{X}_H$$

$$\sigma_{n2} = -0,1$$

$$Y^\alpha = n_y^\alpha mg$$

$$b_A = \frac{l}{\lambda} = \frac{14}{3,6} = 3,89\text{м}$$



$$S = \frac{l^2}{\lambda} = \frac{14^2}{3,6} = 50,4 \text{ м}^2$$

$$m = \frac{m}{S} S = 400 * 50,4 = 20160 \text{ кг}$$

$$C_{y \text{ гп}} = \frac{m * g * 2}{S * \rho_0 * V_{\text{гп}}^2} = 400 * \frac{9,81 * 2}{1,225} * \frac{1 * 3,6^2}{540^2} = 207,4 \frac{\text{м}}{S * V_{\text{гп}}^2} = 0,284$$

$$n_y^\alpha = \frac{C_y^\alpha}{C_{y \text{ гп}}} = \frac{0,1 * 57,3}{0,284} = 20,18$$

Без демпфера:

$$\omega_0^2 = \frac{n_y^\alpha * m * g * b_A}{I_z} \sigma_{n2} = \frac{20,18 * 20160 * 9,81 * 3,89 * 0,1}{300000} = 5,17 \frac{1}{\text{с}^2}$$

$$\sqrt{\omega_0^2} = \omega_0 = 2,27 \frac{1}{\text{с}}$$

При работе демпфера σ_n увеличивается на $\Delta\sigma_{ny} = \frac{K_{\omega_z} * m_z^\varphi * V}{\mu * b_A} \left(1 + \frac{C_p}{C_y^\alpha}\right)$.

То есть, $\sigma_{n2g} = \sigma_{n2} + \Delta\sigma_{ng}$

$$K_{\omega_z} = 0,6 \text{ с}$$

$$m_z^\varphi = -0,7$$

$$V = \frac{V_{\text{кр}}}{\sqrt{\Delta_H}} = \left| \Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0} \right| = \frac{150}{0,906} = 165,6 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$\mu = \frac{2 * m}{\rho_H * S * b_A} = \frac{2}{1,0} * 400 * \frac{1}{3,89} = 206$$

$$C_p = C_{xa} = C_{x0} + AC_y^2 = C_{x0} + AC_{y \text{ гп}}^2 n_y^2 = 0,02 + 0,09 * 0,284^2 * 4,5^2 = 0,167$$

$$\Delta\sigma_{ny} = \frac{0,6 * (-0,7) * 165,6}{206 * 3,89} \left(1 + \frac{0,167}{5,73}\right) = -0,0893$$

С демпфером:

$$\omega_{02g}^2 = \frac{Y^\alpha b_a}{I_z} \sigma_{n2g} = \omega_{02}^2 \frac{\sigma_{n2g}}{\sigma_{n2}} = \omega_{02}^2 \frac{(0,1 + 0,0893)}{0,1} = \omega_0^2 * 1,89 = 5,17 * 1,89 = 9,77 \frac{1}{\text{с}^2}$$

$$\omega_{02g} = \sqrt{\omega_{02g}^2} = 3,126 \frac{1}{\text{с}}$$

$$\Delta\omega_0 = 3,126 - 2,27 = 0,856 \frac{1}{\text{с}}$$

То есть после отказа демпфера собственная недемпфированная частота продольных короткопериодических колебаний уменьшится на $0,856 \frac{1}{\text{с}}$.

Стабилизатор отклонится на величину $\Delta\varphi = -K_{\omega_z} \omega_z$

$$\omega_z = \dot{\Psi} \sin \gamma = \dot{\Psi} * \sqrt{1 - (\cos \gamma)^2} = \dot{\Psi} \sqrt{\frac{n_y^2 - 1}{n_y}}$$

$$\dot{\Psi} = \frac{g}{V} \sqrt{n_y^2 - 1}$$

$$\omega_z = \frac{g}{V} * \frac{n_y^2 - 1}{n_y} = \frac{9,81}{165,6} * \frac{4,5^2 - 1}{4,5^2} = 0,253 \frac{1}{\text{с}}$$

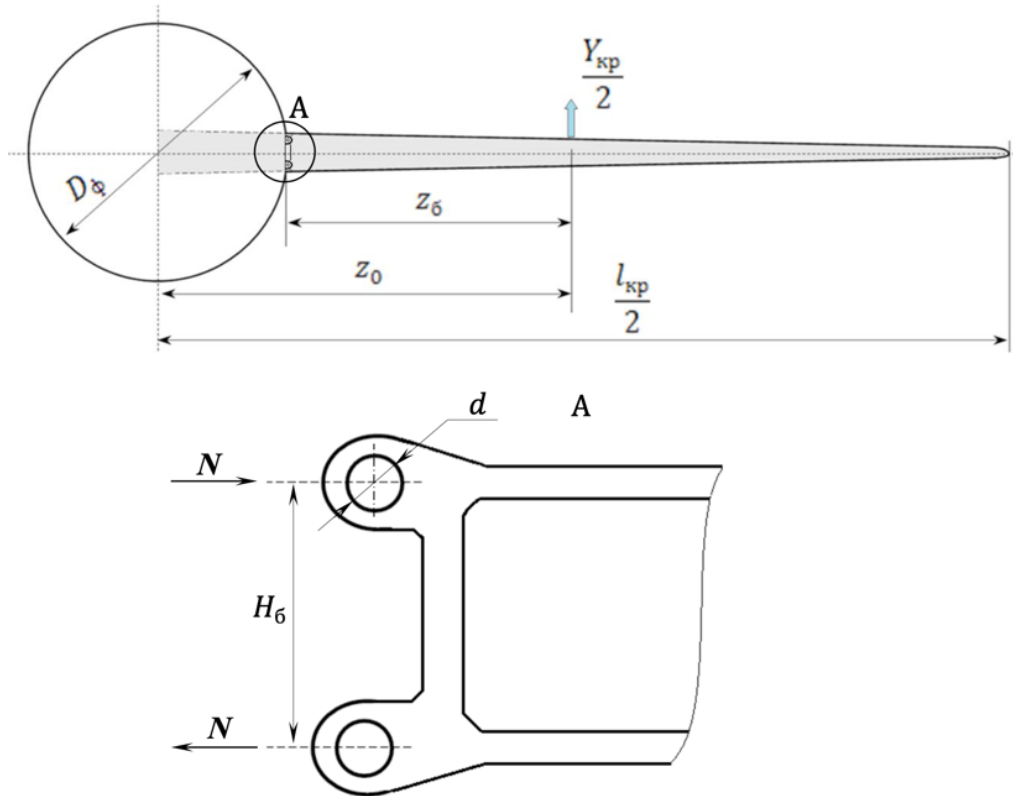
$$\Delta\varphi = -0,6 * 0,253 = -0,152 \text{ рад} = -8,71^\circ$$

Ответ: собственная частота недемпфированных коротко-периодических колебаний уменьшится на **0,856 1/с**. Стабилизатор отклонится на **-8,71 град**.



Задача № 3

Для легкого спортивного самолёта массой $m = 2\,000$ кг максимально допустимая эксплуатационная перегрузка $n_y^3 = 6,0$, а коэффициент безопасности $f = 1,5$. При действии изгибающего момента крыла определить диаметр болта d с четырьмя плоскостями среза верхней проушины моментного узла крепления однолонжеронного прямого крыла с фюзеляжем (см. рисунок).



Значения параметров: $l_{кр} = 4,0$ м; $D_{\phi} = 1,0$ м; $z_0 = 2,0$ м; $H = 300$ мм;
 $g = 9,8 \approx 10$ М/с²; $\sigma_B = 1\,250$ МПа = $1\,250$ Н/мм²; $\tau_B \approx 0,6\sigma_B$; $[\tau_{ср}] = 0,6\sigma_B$

Результат округлить в большую сторону до целого числа.

Решение (основные вычисления):

Условие прочности болта на срез: $\tau_{ср} \leq [\tau_{ср}]$, при этом $\tau_{ср} = \frac{P_{ср}}{F_{ср}} = \frac{P_{ср}}{\pi \cdot d^2 / 4}$, где: $P_{ср}$ – усилие среза болта по одной плоскости; $[\tau_{ср}] = \tau_B$; $\tau_B = 0,6 \cdot \sigma_B$.

Из условия равенства напряжений $\tau_{ср} = [\tau_{ср}]$, следует $\frac{P_{ср} \cdot 4}{\pi \cdot d^2} = 0,6 \cdot \sigma_B$, тогда: $d = \sqrt{\frac{4 \cdot P_{ср}}{\pi \cdot 0,6 \cdot \sigma_B}}$.

Для определения $P_{ср}$ необходимо найти:

1) вес самолёта $m \cdot g \approx 2000 \cdot 10 = 20000$ Н;

2) величину подъёмной силы, действующей на консоль крыла

$$Y_{кр}/2 = \frac{m \cdot g \cdot n_y^3 \cdot f}{2} = \frac{20000 \cdot 6 \cdot 1,5}{2} = 90000 \text{ Н};$$



3) величину расчётного изгибающего момента в сечении узла крепления $M_{изг}^p = Y_{кр}/2 \cdot z_6$, где $z_6 = z_0 - \frac{D_\Phi}{2}$, тогда $M_{изг}^p = Y_{кр}/2 \cdot (z_0 - \frac{D_\Phi}{2}) = 900000 \cdot (2,0 - \frac{1}{2}) = 135000 \text{ Н} \cdot \text{м}$;

4) усилие, действующее на болт

$$N = \frac{M_{изг}^p}{H_6} = \frac{135000}{0,30} = 450000 \text{ Н}.$$

5) усилие среза по одной плоскости четырёхсрезного соединения определяется как:

$$P_{ср} = \frac{N}{4} = \frac{450000}{4} = 112500 \text{ Н}.$$

$$\text{Тогда диаметр болта: } d = \sqrt{\frac{4 \cdot P_{ср}}{\pi \cdot 0,6 \cdot \sigma_B}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 112500}{3,14 \cdot 0,6 \cdot 1250}} = 13,82 \approx 14,0 \text{ мм}.$$

Ответ: 14 мм.

Задача № 4

На этапе конструирования летательного аппарата (ЛА) важно определить параметры силовой установки. Для малых ЛА возможно применение поршневых двигателей (ПД) как атмосферного типа, так и с турбонаддувом или с приводным компрессором. Установка турбокомпрессора позволяет повысить индикаторную мощность двигателя на 13%.

Определить эффективную мощность ПД после повышения мощности, если мощность механических потерь составляет 21% от индикаторной мощности после модернизации двигателя. Индикаторная мощность ПД до установки системы турбонаддува составляла 89 кВт. Ответ дать с точностью до сотых.

Решение (основные вычисления):

Индикаторная мощность:

$$N_{i(ПД+ТК)} = N_{i(ПД)} \cdot 1,13 = 89 \cdot 1,13 = 100,57 \text{ кВт}$$

Мощность механических потерь:

$$N_{м(ПД+ТК)} = N_{i(ПД+ТК)} \cdot 0,21 = 100,57 \cdot 0,21 = 21,12 \text{ кВт}$$

Эффективная мощность:

$$N_{e(ПД+ТК)} = N_{i(ПД+ТК)} - N_{м(ПД+ТК)} = 100,57 - 21,12 = 79,45 \text{ кВт}$$

Ответ: 79,45 кВт.

Задача № 5

Дальность крейсерского участка полёта четырехместного лёгкого самолёта составляет 1 550 км. Высота полёта 3 км, скорость 324 км/ч. Площадь крыла самолёта 13,5 м², удельный тяговый расход топлива на крейсерском режиме $8 \cdot 10^{-5}$ 1/с. Минимальный коэффициент лобового сопротивления самолёта в крейсерской конфигурации составляет 0,02541. Масса самолёта в начале крейсерского участка полёта 1,5 т, масса топлива, которое сгорает во время крейсерского полёта, 200 кг. Плотность воздуха на крейсерской высоте 0,91 кг/м³.

Рассчитайте, каким должно быть эффективное удлинение крыла самолёта для обеспечения заданной дальности крейсерского полёта. Округлите ответ до десятых.



Эффективное удлинение крыла является произведением геометрического удлинения и коэффициента Освальда. В расчёте коэффициента подъёмной силы на крейсерском режиме используйте осреднённый полётный вес самолёта.

Решение (основные вычисления):

$$G_{\text{начальный}} = m_{\text{начальный}} * 9,8 = 1,5\text{т} * 1000 * 9,8 = 14700\text{Н}$$

$$G_{\text{конечный}} = G_{\text{начальный}} - G_{\text{топливо}} = 14700\text{Н} - 200 * 9,8 = 12740\text{Н}$$

$$G_{\text{средний}} = \frac{G_{\text{начальный}} + G_{\text{конечный}}}{2} = 13720\text{Н}$$

В горизонтальном полёте $Y_a = G$; $C_{ya} = \frac{2G}{S\rho V^2}$

При среднем полётном весе $C_{ya} = \frac{2 * 13720}{13,5 * 0,91 * 90} = 0,275$

Уравнение Бреге $L = \frac{V * K}{C_t} \ln\left(\frac{G_{\text{нач}}}{G_{\text{кон}}}\right)$; $K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$

Поляра: $C_{xa} = C_{xa \text{ min}} + \frac{C_{ya}^2}{\lambda_{eff} * \pi}$

$$\lambda_{eff} = \frac{C_{ya}^2}{\pi} * \frac{1}{\frac{V}{L} * \frac{C_{ya}}{C_t} \ln\left(\frac{G_{\text{нач}}}{G_{\text{кон}}}\right) - C_{xa \text{ min}}}$$

$$= \frac{0,276^2}{3,14} * \frac{1}{\frac{90}{1550000} * \frac{0,278}{0,00008} * \ln\left(\frac{14700}{12740}\right) - 0,02541} = 7,5$$

Ответ: 7,5.



Вариант № 2

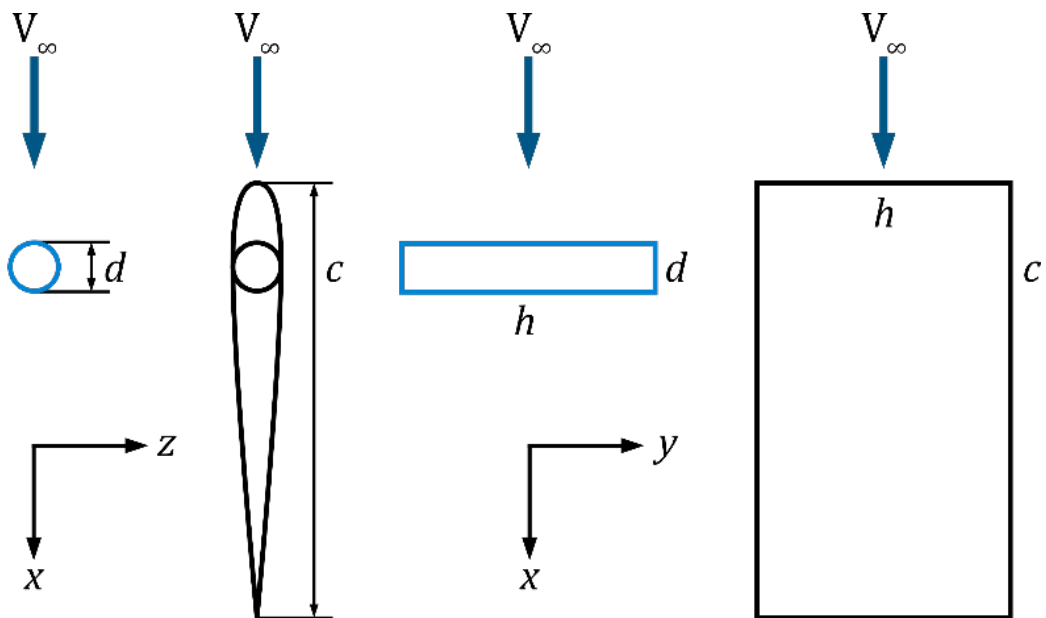
Задача № 1

Коэффициент лобового сопротивления цилиндра, установленного перпендикулярно набегающему потоку, $C_{x, \text{цилиндр}} = 1,2$. Для снижения лобового сопротивления цилиндра его заключили в обтекатель с удобообтекаемой формой. Коэффициент лобового сопротивления обтекателя $C_{x, \text{обтекатель}} = 0,02$.

На рисунке показаны две проекции цилиндра (голубым цветом) и обтекателя (черным цветом).

Хорда обтекателя s равна двенадцати диаметрам цилиндра d : $s = 12d$.

Найдите отношение силы лобового сопротивления цилиндра к силе лобового сопротивления обтекателя. В качестве ссылочной площади используйте площади плановых проекций цилиндра и обтекателя (при виде сверху, вдоль оси Z на рисунке).



Решение (основные вычисления):

$$\frac{X_{\text{цил}}}{X_{\text{обт}}} = \frac{C_{x \text{ цилиндр}} d h q_{\infty}}{C_{x \text{ обт}} 12 d h q_{\infty}} = \frac{1,2}{0,02 * 12} = 5$$

Ответ: 5.



Задача № 2

Самолёт имеет следующие характеристики:

m/S	кг/м ²	360
Размах крыла l	м	11,4
Удлинение крыла $\lambda_{кр}$		3,4
C_y^α	1/град.	0,085
Момент инерции J_z	кг/м ³	210000
Момент инерции J_y	кг/м ³	235000
Коэффициент эффективности стабилизатора m_z^φ	1/рад	-0,65
Коэфф. отвала поляры A		0,11
Коэффициент C_{x0}		0,018
Допустимый коэффициент подъемной силы $C_{удоп}$		1,6
Максимальная эксплуатационная перегрузка $n_{ya\ max}^3$		9,0

Оси связанной системы координат направлены вдоль главных осей инерции. Нулевые углы атаки и нулевой угол скоса потока равны нулю. Моменты от тяги равны нулю. Угол установки двигателей равен нулю. Требуемая точность вычислений — до третьей значащей цифры с округлением по правилам. Считать $u_T = 0$. Упругость не учитывать.

Самолёт спроектирован по нормальной схеме с отклоняемым стабилизатором и оснащен необратимой бустерной системой управления с простым демпфером тангажа, работающим по закону $\Delta\varphi_{cp} = 0,5\omega_z$. Поляра самолёта параболическая (см. таблицу).

Известно, что с отключенным демпфером производная $P_B^{ny} = 0$ при центровке $\bar{X}_{T1} = 0,35$. Самолёт при центровке $\bar{X}_{T2} = 0,21$ на высоте $H = 2\ 000$ м ($\rho_n = 1,0$ кг/м³) и приборной скорости $V_{пр} = 650$ км/ч (докритическое число M) с включенным демпфером выполняет правильный установившийся вираж с перегрузкой $n_y = 7,0$. Происходит полный отказ вычислителя демпфера тангажа, так что его сигнал ступенчато обнуляется. При этом относительный коэффициент демпфирования продольных короткопериодических колебаний самолета становится равным $\xi = 0,3$.

Определить, не будет ли превышено ограничение по перегрузке n_{ya} , если летчик не изменяет положение РУС по тангажу, а если будет, то на какую величину. Принять, что скорость и высота полета не изменяются при развитии отказа. Влиянием тяги на демпфирование не пренебрегать.



Решение (основные вычисления):

$$n_{y_{отк}} = n_{y_{в}} + \Delta n_{y_{отказ}} = 7,0 + \Delta n_{y_{отказ}}$$

$$\Delta n_{y_{отказ}} = \Delta n_{y_{устойч}} (1 + \Delta \bar{n}_y);$$

$$\Delta \bar{n}_y = \exp\left(\frac{-\pi \xi}{\sqrt{1 - \xi^2}}\right) = \exp\left(\frac{-\pi * 0,3}{\sqrt{1 - 0,3^2}}\right) = \exp\left(\frac{-0,3\pi}{0,954}\right) = e^{-0,988} = 0,372;$$

$$\Delta n_{y_{отк\ уст}} = \frac{n_y^\alpha \bar{M}_Z^\varphi \Delta \varphi}{\omega_0^2} = 4,44;$$

$$C_{y_{гп}} = 207,4 \frac{m}{S V_{пр}^2} = 207,4 * 360 \frac{1}{650^2} = 0,177;$$

$$n_y^\alpha = \frac{C_y^\alpha}{C_{y_{гп}}} = \frac{0,085 * 57,3}{0,177} = 27,6;$$

$$\bar{M}_Z^\varphi = \frac{m_Z^\varphi q S b_A}{J_Z} = -\frac{0,65 * 1,225 * 650^2 * 38,2 * 3,35}{2 * 210000 * 3,6^2} = -7,91;$$

$$S = \frac{l^2}{\lambda} = \frac{11,4^2}{3,4} = 38,2 \text{ м}^2;$$

$$b_A = \frac{l}{\lambda} = \frac{11,4}{3,4} = 3,35 \text{ м};$$

$$q = \frac{\rho_0 V_{пр}^2}{2}; m = \frac{m}{S} * S = 13752 \text{ кг};$$

$$V = \frac{V_{пр}}{\sqrt{\Delta_H}} = \frac{650}{3,6 \sqrt{\Delta_H}} = \frac{650}{3,6 * 0,906} = 181 \frac{1}{\sqrt{\Delta}} = 199 \text{ м/с};$$

$$\Delta \varphi = -K \omega_z * \omega_z = -K \omega_z \dot{\Psi} \sin \gamma = -K \omega_z \frac{g (n_y^2 - 1)}{V n_y} = -0,5 * \frac{9,81 (7^2 - 1)}{199 * 7} = -0,169 \text{ рад} = -9,68^\circ$$

$$\omega_0^2 = -\frac{n_y^\alpha * m g * b_A}{J_Z} \sigma_{n2} = |\sigma_{n2} = \bar{X}_{T2} - \bar{X}_{T1} = -0,14| = \frac{27,6 * 13752 * 9,81 * 3,35}{210000} * 0,14 = 8,32 \text{ 1/с}^2$$

$$\Delta n_{y_{уст}} = \frac{27,6 * 7,91 * 0,169}{8,32} = 4,44;$$

$$\Delta n_{y_{соп}} = (1 + 0,372) * 4,44 = 6,09;$$

$$n_{y_{max}} = 7,0 + 6,08 = 13,09;$$

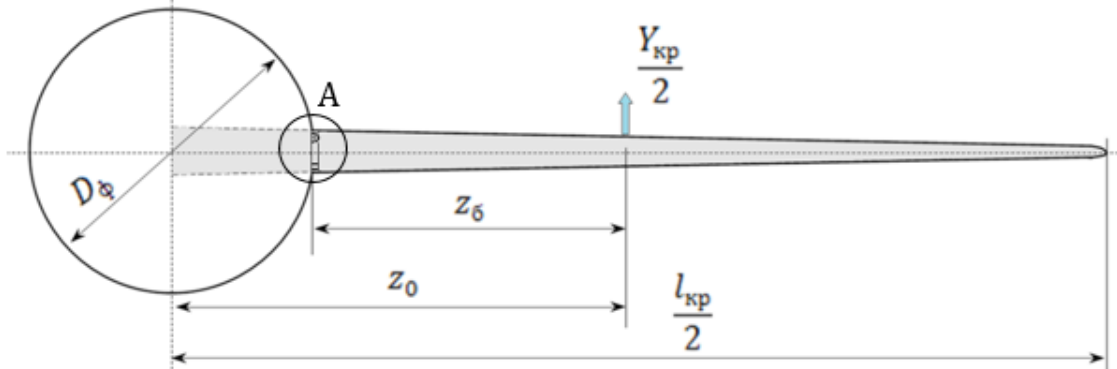
$$\Delta n_y = n_{y_{отк}} - n_{y_{уст}} = 13,09 - 9,0 = 4,09;$$

Ответ: изменение на 4,09 ед. = 13,09.

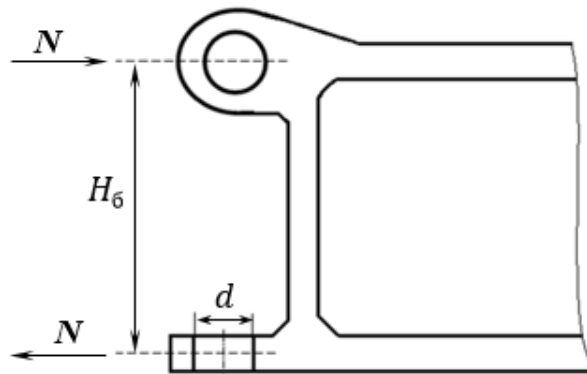


Задача № 3

Для легкого спортивного самолёта массой $m = 2\,500$ кг максимально допустимая эксплуатационная перегрузка $n_y^3 = 3,0$, а коэффициент безопасности $f = 1,5$. При действии изгибающего момента крыла определить диаметр болта d с двумя плоскостями среза нижней проушины моментного узла крепления однолонжеронного прямого крыла с фюзеляжем (см. рисунок).



A



Значения параметров: $l_{кр} = 5,0$ м; $D_{\phi} = 1,0$ м; $z_0 = 2,5$ м; $H_б = 250$ мм = $0,250$ м;
 $g = 9,8 \approx 10 \frac{м}{с^2}$; $\sigma_в = 1200$ МПа = $1200 \frac{Н}{мм^2}$; $\tau_в \approx 0,6 \cdot \sigma_в$; $[\tau_{ср}] = 0,6 \cdot \sigma_в$.

Результат округлить в большую сторону до целого числа.

Решение (основные вычисления):

Условие прочности болта на срез: $\tau_{ср} \leq [\tau_{ср}]$, при этом $\tau_{ср} = \frac{P_{ср}}{F_{ср}} = \frac{P_{ср}}{\pi \cdot d^2 / 4}$,

где: $P_{ср}$ – усилие среза болта по одной плоскости; $[\tau_{ср}] = \tau_в$; $\tau_в = 0,6 \cdot \sigma_в$.

Из условия равенства напряжений $\tau_{ср} = [\tau_{ср}]$, следует $\frac{P_{ср} \cdot 4}{\pi \cdot d^2} = 0,6 \cdot \sigma_в$, тогда: $d =$

$$\sqrt{\frac{4 \cdot P_{ср}}{\pi \cdot 0,6 \cdot \sigma_в}}.$$

Для определения $P_{ср}$ необходимо найти:

1) вес самолёта $m \cdot g \approx 2500 \cdot 10 = 25000$ Н;

2) величину подъёмной силы, действующей на консоль крыла

$$Y_{кр}/2 = \frac{m \cdot g \cdot n_y^3 \cdot f}{2} = \frac{25000 \cdot 3 \cdot 1,5}{2} = 56250 \text{ Н};$$



3) величину расчётного изгибающего момента в сечении узла крепления $M_{изг}^p = Y_{кр}/2 \cdot z_6 = Y_{кр}/2 \cdot (z_0 - \frac{D_\Phi}{2}) = 56250 \cdot (2,5 - \frac{1}{2}) = 112500 \text{ Н} \cdot \text{м}$;

4) усилие, действующее на болт $N = \frac{M_{изг}^p}{H_6} = \frac{112500}{0,250} = 450000 \text{ Н}$.

Усилие среза в одной плоскости двухсрезного соединения определяется как $P_{ср} = \frac{N}{2} = \frac{450000}{2} = 225000 \text{ Н}$.

Тогда диаметр болта: $d = \sqrt{\frac{4 \cdot P_{ср}}{\pi \cdot 0,6 \cdot \sigma_B}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 225000}{3,14 \cdot 0,6 \cdot 1200}} = 19,95 \approx 20,0 \text{ мм}$.

Ответ: 20 мм.

Задача № 4

На этапе конструирования летательного аппарата (ЛА) важно заранее определить параметры силовой установки. Для малых ЛА возможно применение поршневых двигателей (ПД) в различных конструктивных вариантах. У четырёхтактного четырёхцилиндрового двигателя с внешним смесеобразованием диаметр цилиндра составляет 84 мм, ход поршня 73 мм. Номинальный режим работы двигателя 5 200 об/мин, при котором эффективная мощность составляет 73 кВт.

Найти среднее индикаторное давление в цикле p_i , если значение среднего давления механических потерь p_m составляет 0,311 МПа. Ответ дать с точностью до тысячных.

Решение (основные вычисления):

Эффективная мощность двигателя: $N_e = \frac{p_e \cdot V_h \cdot n \cdot i}{30\tau}$ где $V_h = \frac{\pi \cdot D^2}{4} S$.

Откуда выражаем эффективное давление в цикле:

$$p_e = \frac{N_e \cdot 30\tau \cdot 4}{n \cdot i \cdot \pi \cdot D^2 \cdot S} = \frac{73 \cdot 30 \cdot 4 \cdot 4}{5200 \cdot 4 \cdot \pi \cdot (0,84)^2 \cdot 0,73} = 1,041 \text{ МПа}$$

Среднее индикаторное давление в цикле

$$p_i = p_e + p_m = 1,041 + 0,311 = 1,352 \text{ МПа}$$

Ответ: 1,352 МПа.



Задача № 5.

Дальность крейсерского участка полёта четырёхместного лёгкого самолёта составляет 1 550 км. Высота полета 3 км, скорость 318 км/ч. Площадь крыла самолёта 13,9 м², удельный тяговый расход топлива на крейсерском режиме $8 \cdot 10^{-5}$ 1/с. Минимальный коэффициент лобового сопротивления самолёта в крейсерской конфигурации составляет 0,02541. Масса самолёта в начале крейсерского участка полёта 1,5 тонн, масса топлива, которое сгорает во время крейсерского полёта, 200 кг. Плотность воздуха на крейсерской высоте 0,91 кг/м³.

Рассчитайте, каким должно быть эффективное удлинение крыла самолёта для обеспечения заданной дальности крейсерского полёта. Округлите ответ до десятых.

Эффективное удлинение крыла является произведением геометрического удлинения и коэффициента Освальда.

В расчете коэффициента подъёмной силы на крейсерском режиме используйте усреднённый полётный вес самолёта.

Решение (основные вычисления):

$$G_{\text{начальный}} = m_{\text{начальный}} \cdot g = 1,5 \text{ т} \cdot 1000 \cdot 9,8 = 14700 \text{ Н}$$

$$G_{\text{конечный}} = G_{\text{начальный}} - G_{\text{топливо}} = 14700 \text{ Н} - 200 \cdot 9,8 = 12740 \text{ Н}$$

$$G_{\text{средний}} = \frac{G_{\text{начальный}} + G_{\text{конечный}}}{2} = 13720 \text{ Н}$$

В горизонтальном полёте $Y_a = G$; $C_{ya} = \frac{2G}{S\rho V^2}$

При среднем полётном весе $C_{ya} = \frac{2 \cdot 13720}{13,9 \cdot 0,91 \cdot 88,3^2} = 0,278$

Уравнение Бреге $L = \frac{V \cdot K}{C_t} \ln \left(\frac{G_{\text{нач}}}{G_{\text{кон}}} \right)$; $K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$

Поляра: $C_{xa} = C_{xa \text{ min}} + \frac{C_{ya}^2}{\lambda_{eff} \cdot \pi}$

$$\lambda_{eff} = \frac{C_{ya}^2}{\pi} \cdot \frac{1}{\frac{V}{L} \cdot \frac{C_{ya}}{C_t} \ln \left(\frac{G_{\text{нач}}}{G_{\text{кон}}} \right) - C_{xa \text{ min}}}$$

$$= \frac{0,276^2}{3,14} \cdot \frac{1}{\frac{88,3}{1550000} \cdot \frac{0,278}{0,00008} \cdot \ln \left(\frac{14700}{12740} \right) - 0,02541} = 8,4$$

Ответ: 8,4.