

**Задания полуфинала
Всероссийской олимпиады студентов «Я – профессионал»
по направлению «Авиастроение»**

Категория участия: «Магистратура/специалитет»

Вариант № 2

Задача № 1

Аэродинамическая труба Т-1К Казанского авиационного института — дозвуковая труба замкнутого типа с открытой рабочей частью. Максимальная рабочая скорость потока в этой трубе 53 м/с. Каково максимальное число Маха, которое может быть достигнуто в этой трубе? Скорость звука на уровне моря 340 м/с. Округлите ответ до сотых.

В Т-1К проводят испытания весовой модели лёгкого самолёта на крейсерском режиме. Размах крыла самолёта 12 м, длина САХ самолёта 1,5 м. Размах крыла модели 1 м. Каково максимальное число Рейнольдса, которое может быть достигнуто в Т-1К для этой весовой модели? Кинематическая вязкость воздуха на уровне моря: $1,46 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$. Округлите ответ до целых.

Возможно ли добиться подобия по числу Рейнольдса для этой модели, проводя испытания в Т-1К? Возможно ли добиться подобия по числу Маха для этой модели, проводя испытания в Т-1К? Высота крейсерского полёта самолёта 3 км, крейсерская скорость самолёта 290 км/ч. На этой высоте скорость звука 330 м/с, кинематическая вязкость $1,86 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$.

Решение (основные вычисления):

$$M_{T-1K} = \frac{V_{T-1K}}{a_{T-1K}} = \frac{53 \text{ м/с}}{340 \text{ м/с}} = 0,16.$$

$$\text{Масштаб модели: } \frac{12 \text{ м}}{1 \text{ м}} = 1:12$$

$$\text{САХ модели: } \frac{1,5}{12} = 0,125 \text{ м}$$

$$\text{Re модели: } \frac{V_{T-1K} * \text{САХ модели}}{\nu_{T-1K}} = \frac{53 \text{ м/с} * 0,125 \text{ м}}{1,46 * 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}} = 45377$$

$$M_{\text{самолёта}}: \frac{V_{\text{самолёта}}}{a_{\text{крейс}}} = \frac{\left(\frac{290 \text{ км/ч}}{3,6}\right)}{330 \text{ м/с}} = 0,24$$

$$\text{Re самолёта: } \frac{V_{\text{самолёта}} * \text{САХ самолёта}}{\nu_{\text{крейс}}} = \frac{\left(\frac{290 \text{ км/ч}}{3,6}\right) * 1,5 \text{ м}}{1,86 * 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}} = 649642$$

$$M_{\text{самолёта}}: > M_{T-1K} \gg \text{нет}$$

$$\text{Re самолёта: } > \text{Re}_{T-1K} \gg \text{нет}$$

Ответ: $M_{\text{max}, T1} = 0,16$; $\text{Re}_{\text{max}, T1} = 45377$; невозможно; невозможно.

Задача № 2

Характеристики самолёта приведены в таблице ниже.

Параметр	Ед. изм.	Значение
$\frac{m}{S}$	кг/м ²	360
Размах крыла l	м	11,4
Удлинение крыла $\lambda_{кр}$		3,4
C_y^α	1/град.	0,06
Момент инерции J_z	кг/м ³	220000
Момент инерции J_y	кг/м ³	245000
Момент инерции J_x	кг/м ³	25000
Коэффициент эффективности стабилизатора m_z^φ	1/рад	-0,65
Расчетная центровка	Доли САХ	0,38
Относительная координата продольного фокуса	Доли САХ	0,28
Допустимый коэффициент подъемной силы $C_{y\text{ доп}}$		1,7
Максимальная эксплуатационная перегрузка $n_{ya\text{ max}}^a$		9,0
$m_x^{\bar{\omega}_x}$		-0,45
$m_x^{\Delta\delta_3}$	1/град.	-0,0009
m_{z0}		0,05

Оси связанной системы координат направлены вдоль главных осей инерции. Нулевые углы атаки равны нулю. Моменты от тяги равны нулю. Угол установки двигателей равен нулю. Требуемая точность вычислений до третьей значащей цифры с округлением по правилам. Упругость не учитывать. Считать $y_T = 0$. При $(\alpha, \beta) < 22$ град. считать $\sin(\alpha, \beta) = (\alpha, \beta)$ рад, $\cos(\alpha, \beta) = 1$.

Самолёт, спроектирован по нормальной схеме с дестабилизатором («триплан») и оснащен необратимой бустерной системой управления с перегрузочным статическим автоматом устойчивости и демпфером тангажа. Основные характеристики самолета приведены в Таблице.

Для расширения диапазона эксплуатационных значений угла атаки из условий обеспечения запаса по пикирующему моменту от стабилизатора $m_{z0} \leq 0,05$, алгоритмами КСУ предусмотрено при выходе на эту границу на числах $M < M_{кр}$ отклонение дестабилизатора, приводящие, во-первых, к уменьшению величины m_{z0} на $\Delta m_{z0} = 0,03$ на текущем угле атаки α^* , во-вторых, к уменьшению степени продольной неустойчивости до $m_z^{C_y}(\alpha \geq \alpha^*) = 0,06$ (за счёт управляемого отклонения дестабилизатора в зависимости от угла атаки), в-третьих, ограничивается располагаемая угловая скорость крена величиной 0,5 1/с. При этом автоматика бокового канала поддерживает при вращении по крену $\beta = 0$.

Определите значение α^* включения этих функций КСУ при вращении самолета с располагаемой угловой скоростью крена на скорости $V_{пр} = 450$ км/ч, $H = 2000$ м. Диапазон отклонения стабилизатора $\Delta\varphi_{ст} = -20^\circ \dots +15^\circ$. До какого значения увеличится допустимый угол атаки, в этих условиях, если на числах M менее критических ($M_{кр} = 0,85$) все коэффициенты аэродинамических сил и моментов остаются постоянными.

Управление в поперечном канале осуществляется элеронами. Максимальное дифференциальное отклонение элеронов $\Delta\delta_{э макс} = \pm 20^\circ$. Управление в продольном канале осуществляется стабилизатором, коэффициент эффективности стабилизатора постоянен во всем диапазоне отклонений.

Указание. Считать, что располагаемая угловая скорость крена ω_x в эксплуатационном диапазоне углов атаки не зависит от α , а влиянием производной $\dot{\alpha}$ можно пренебречь (расчет «в запас»). При $\alpha < 30^\circ$ считать $\sin \alpha = \alpha$ [рад].

Решение (основные вычисления):

$$\text{Уравнение движения окружности оси } OZ: J\omega_z = M_{z0} + M_z^\alpha(\alpha - \alpha_0) + M_{z \text{ инерц}} + M_z^{\omega_z}\omega_z + M_z^\alpha\alpha + (M_z^\varphi\Delta\varphi_{max} - \Delta M_{z \text{ инерц}})$$

$$\text{При } \downarrow \alpha (\angle 30^\circ) \approx \sin \alpha = \alpha \text{ (рад);}$$

$$\omega_x = \omega \cos \alpha \cong \omega;$$

$$\omega_y = -\omega \sin \alpha \cos \beta = -\omega \sin \alpha \cong -\cos \alpha;$$

$$\omega_z = \omega \sin \beta = \emptyset, \text{ так как } \beta = \emptyset - \text{но условно}$$

$$\text{При равновесии (граница устойчивости) } \omega_z = \emptyset$$

$$\downarrow -\omega^2\alpha$$

$$J_y\omega_z + (J_{yy} - J_{xx})\omega_x\omega_y = M_{z0} + M_z^{\omega_z}\omega_x + M_z^\alpha\alpha + M_{z p} + M_z^\alpha(\alpha - \alpha_0) + (M_z^\varphi\Delta\varphi_{max} - \Delta M_{z min});$$

$$-(J_y - J_x)\omega^2\alpha - M^\alpha\alpha = M_{z0} - \Delta M_{z max} + M_z^\varphi\Delta\varphi_{max};$$

Через коэффициенты:

$$qSb_A(-\alpha) \left(m_z^S C_y^\alpha + \frac{(J_y - J_x)\omega^2}{qSb_A} \right) = qSb_A(m_{z0} - \Delta m_{z min} + m_z^\varphi\Delta\varphi_{max}),$$

$$\text{т.е. } \alpha^* = - \frac{m_z \omega - \Delta m_z \min + m_z^0 \Delta \varphi_{\max}}{\frac{(J_y - J_x) \omega^2}{q S b_A} + m_z^* C_y^\alpha} =$$

$$= \left[\begin{array}{l} q = \rho_0 V_{\text{пр}}^2 Z = 1,225 * \left(\frac{450}{3,6}\right)^2 \frac{1}{2} = 9570 \text{ Н/м}^2; \\ S = \frac{\ell^2}{\lambda} = \frac{11,4^2}{3,4} = 38,2 \text{ м}^2; \\ b_A = \frac{\ell}{\lambda} = \frac{11,4}{3,4} = 3,35 \text{ м}; \\ m_z^* C_y^\alpha = (\bar{x}_T - \bar{x}_F) = 0,38 - 0,28 = 0,1; \\ C_y^\alpha = 0,08 * 57,3 = 3,438 \approx 3,44; \left[\frac{1}{\text{рад}} \right] \end{array} \right] =$$

$$= - \frac{0,05 + 0,05 + (-0,65) * 15 \frac{1}{57,3}}{\frac{220000 \omega^2}{9570 * 38,2 * 3,35} + 0,1 * 3,438} \gg \gg$$

Располагаемая $\omega_x = \omega$ на $H = 2000$, $V_{\text{пр}} = 450 \text{ км/ч} = 125 \text{ м/с}$

$$|\omega_x| = \frac{|m_x^{\delta \dot{\alpha}} \Delta \delta_{\dot{\alpha}}|_{\max} \frac{2 * V}{\ell}}{|m_x^{\omega_x}|} = \left| V = \frac{V_{\text{пр}}}{\sqrt{\Delta}} = \frac{125}{0,906} = 138 \text{ м/с} \right| =$$

$$= \frac{|-0,0009 * 20^\circ| \frac{2 * 138}{11,4}}{|-0,45|} = 0,9684 \text{ 1/с};$$

$$\alpha^* = - \frac{0,1 - 0,1703}{0,1796 \omega^2 + 0,3438} = - \frac{-0,0703}{0,1684 + 0,3438} = 0,137 \text{ рад} = 7,86^\circ;$$

После нахождения решения КСУ:

$$\alpha_{\text{доп}} = - \frac{0,02 + 0,05 - 0,1703}{0,1796 * 0,5^2 + 0,06 * 3,438} = \frac{0,1}{0,251} = 0,398 \text{ рад} = 22,8^\circ$$

Алгоритмы отклонения дестабилизатора позволяют $\nearrow \alpha_{\text{доп}}$ на $15,0^\circ$

В результате: $\alpha_{\text{доп}} = 22,8^\circ$.

Ответ: $\alpha^* = 7,86^\circ$, $\alpha_{\text{доп}} = 22,8^\circ$.

Задача № 3

Проектируется лёгкий спортивно-пилотажный самолёт.

Исходные данные:

- взлётная масса самолёта – $m_0 = 1\,000$ кг;
- стартовая удельная нагрузка на крыло $p_0 = 800$ Н/м²;
- коэффициент подъемной силы без механизации $c_{y\,max} = 1,2$.

Определить скорость выхода самолета из пикирования $V_{\text{пик}}$, соответствующую расчётному случаю «А» расчёта на прочность:

- перегрузка $n_y = 6,0$;
- высота $H = 1\,000$ м;
- плотность воздуха $\rho_H = 1,11$ кг/м³;
- расчётная масса самолёта m_p , при выполнении виража, равна взлётной массе ($m_p = m_0$);
- ускорение свободного падения $g = 9,8$ м/с².

Результат округлить в большую сторону до целого числа.

Решение (основные вычисления):

Необходимая величина подъёмной силы самолёта при выходе из пикирования определяется как $Y_{max} = m_p \cdot g \cdot n_y = 1000 \cdot 9,8 \cdot 6,0 = 58800$ Н.

При этом аэродинамическая подъёмная сила самолета определяется формулой $Y_{\text{аэр}} = c_{y\,max} \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{\text{пик}}^2}{2} \cdot S_{\text{кр}}$.

Площадь крыла самолёта $S_{\text{кр}}$ определяется по формуле $S_{\text{кр}} = \frac{m_0 \cdot g}{p_0}$,

где p_0 – стартовая удельная нагрузка на крыло.

Тогда $S_{\text{кр}} = \frac{m_0 \cdot g}{p_0} = \frac{1000 \cdot 9,8}{800} = 12,25$ м².

Приравняв необходимую величину подъёмной силы самолёта к выражению аэродинамической подъёмной силы, получим $58800 = c_{y\,max} \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{\text{пик}}^2}{2} \cdot S_{\text{кр}}$. Исходя из этого, скорость пикирования определяется как:

$$V_{\text{пик}} = \sqrt{2 \cdot \frac{Y_{max}}{c_{y\,max} \cdot \rho_H \cdot S_{\text{кр}}}} = \sqrt{2 \cdot \frac{58800}{1,2 \cdot 1,11 \cdot 12,25}} = 84,89 \frac{\text{м}}{\text{с}} = 305,6 \approx 306 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$$

Ответ: 306 км/ч.

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. Карбюраторный ПД имеет диаметр цилиндра 84 мм, ход поршня 73 мм, объем камеры сгорания в поршне 13 см^3 , недоход поршня 0,2 мм, объем камеры сгорания в головке блока цилиндров 24 см^3 , объем цилиндра под прокладку головки $6,2 \text{ м}^3$. Найти температуру в конце такта впуска, если температура атмосферного воздуха составляет 298 К. Принять показатель политропы равным 1,33. Ответ дать с точностью до десятых.

Решение (основные вычисления):

Температура в конце такта впуска определяется через параметры на впуске и геометрические параметры ПД: $T_c = T_a \cdot \varepsilon^{n-1}$.

Рабочий объем цилиндра определяется объемом между верхней и нижней мертвыми точками: $V_h = \frac{\pi D_u^2}{4} \cdot S = \frac{\pi \cdot 0,084^2}{4} \cdot 0,073 = 0,0004045 = 404,5 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3$

Далее определяется полный объем камеры сгорания (КС). Он складывается из объема КС в головке блока цилиндров (ГБЦ), объема КС в поршне, объема отверстия под цилиндр в прокладке ГБЦ (в её сжатом состоянии), объема, образующегося из-за недохода поршня до плоскости блока цилиндров в ВМТ:

$$V_c = 24 \cdot 10^{-6} + 13 \cdot 10^{-6} + 6,2 \cdot 10^{-6} + \frac{\pi \cdot 0,084^2}{4} \cdot 0,0002 = 0,0000446 = 44,6 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3.$$

Тогда полный объем цилиндра:

$$V_a = V_c + V_h = (44,6 + 404,5) \cdot 10^{-6} = 449,1 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3.$$

Геометрическая степень сжатия:

$$\varepsilon = \frac{V_a}{V_c} = \frac{449,1 \cdot 10^{-6}}{44,6 \cdot 10^{-6}} = 10,07.$$

Соответственно, температура в конце такта впуска:

$$T_c = T_a \cdot \varepsilon^{n-1} = 298 \cdot 10,07^{1,33-1} = 638,6 \text{ К}$$

Ответ: 638,6 К.

Задача № 5

Топливная система самолёта состоит из двух топливных насосов – основного и резервного. Предполагается, что топливные трубки и иные компоненты системы отказать не могут, а распределение вероятности возникновения отказов в каждом из насосов – экспоненциальное.

В исправном состоянии работает топливный насос 1, имеющий интенсивность отказа $\lambda_1 = 0,00007 \frac{1}{\text{час}}$, в случае выхода из строя насоса 1 автоматика с вероятностью $P = 0,984$ включает в работу насос 2, имеющий интенсивность отказа $\lambda_2 = 0,00009 \frac{1}{\text{час}}$. Однако топливный насос 2 имеет вероятность отказа в состоянии покоя, интенсивность этого отказа составляет $\lambda_3 = 0,00008 \frac{1}{\text{час}}$.

Определите надёжность этой системы при $t = 6\,000$ ч.

Решение (основные вычисления):

$$R_{\text{сист}}(t) = e^{-\lambda_1 t} + \frac{P\lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1 - \lambda_3} (e^{-(\lambda_1 + \lambda_3)t} - e^{-\lambda_2 t})$$

$$\begin{aligned} R_{\text{сист}}(t) &= 2,71^{-0,00007 \cdot 6000} \\ &+ \frac{0,984 \cdot 0,00007}{0,00009 - 0,00007 - 0,00008} \times \\ &\times (2,71^{-(0,00007 + 0,00008) \cdot 6000} - 2,71^{-0,00009 \cdot 6000}) = 0,859 \end{aligned}$$

Ответ: 0,859.