

УДК 629.735.7.017

Л.В. КАПИТАНОВА, Н.А. ЛЮБЧЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ АМОРТИЗАЦИИ НА НАГРУЖЕННОСТЬ СТОЕК ШАССИ ПРИ ПЕРЕМЕЩЕНИИ САМОЛЕТА ПО НЕРОВНОМУ АЭРОДРОМУ

Рассмотрено движение самолета с различной скоростью по неровному аэродрому и с помощью теории линейных динамических систем. Дается количественная оценка среднеквадратических отклонений нагрузки и перемещений в узле навески стойки шасси при изменении параметров ее амортизатора. Исследовано влияние основных параметров амортизационных стоек на нагруженность шасси. Получены выражения, позволяющие установить закон управления основными параметрами амортизационной стойки по критерию ее минимальности нагружения при перемещении самолета по неровному аэродрому.

Ключевые слова: шасси самолета, амортизационная стойка шасси, пневматик колеса, посадочный удар, аэродром, взлетно-посадочная полоса.

Введение

Как хорошо известно, амортизация шасси предназначена для поглощения и рассеивания энергии ударов, которые испытывает самолет в момент приземления и при движении по неровному аэродрому [1].

Реализация такого предназначения базируется на нескольких принципах, одним из которых является увеличение времени восприятия посадочного удара исходя из условия

$$P \cdot t = M_{\text{пос}} V_y, \quad (1)$$

где P – усилие, воспринимаемое амортизационной системой;

t – время работы амортизации;

$M_{\text{пос}}$ – посадочная масса, приходящаяся на стойку шасси;

V_y – вертикальная скорость.

Чем больше время работы амортизационной системы (t), тем меньше нагрузка, действующая на стойку шасси и планер самолета.

Растягивание во времени посадочного удара осуществляется наличием в шасси аккумулялирующих и гасящих посадочную энергию элементов.

К конструктивам, обеспечивающим аккумулялирование посадочной энергии, следует отнести пневматик колеса с массой m и газовую камеру амортизатора с усилием сжатия рабочего тела Q_b (рис. 1).

Для гашения энергии в стойках шасси существует гидравлическая камера (Q_r). Кроме того, рассеивание энергии происходит и из-за наличия сил сухого трения (Q_t).

Следует отметить, что величины Q_b , Q_r и Q_t по существующим правилам [1] выбираются из условия поглощения посадочного удара.

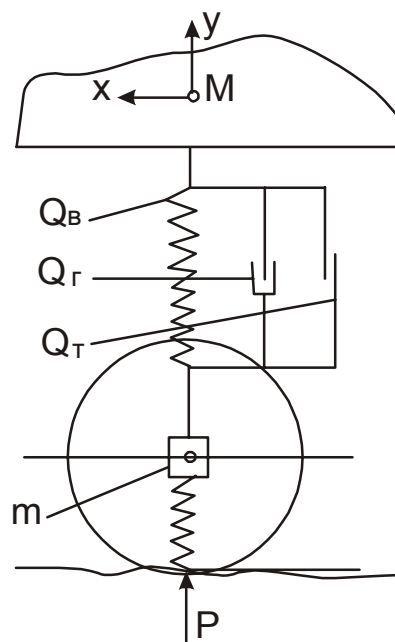


Рис. 1. Расчетная модель стойки шасси при перемещении самолета по неровному аэродрому

Постановка задачи

Однако шасси предназначается не только для восприятия посадочных ударов во время требуемых в настоящее время 25000 взлето-посадок. За календарный срок службы пассажирские и транспортные самолеты проходят по взлетно-посадоч-

ным полосам (ВПП) и ружейным дорожкам (РД) более 200 тыс. километров, что вызывает значительную часть усталостных и износных повреждений как в самом шасси, так и в других агрегатах планера самолета [2, 3].

С учетом таких обстоятельств на этапе предварительного проектирования возникает задача выбора параметров Q_B , Q_T и Q_C (и их сочетаний), обеспечивающих оптимальное восприятие не только посадочных ударов, но и минимально возможную нагруженность стоек шасси и агрегатов планера в процессе перемещения самолета по неровному аэродрому.

Решение задачи

Исследование нагруженности шасси при движении самолета по неровному аэродрому произведем расчетным путем с помощью модели, представленной на рис. 1 с учетом ряда допущений:

а) рассматриваются независимые колебания передней и основных стоек шасси самолета при воздействии случайных неровностей с заданной спектральной плотностью $\Phi_y(\omega)$, описываемой выражением:

$$\Phi_y(\omega) = \frac{C_\lambda \cdot V_x}{\omega^2}, \quad (2)$$

где C_λ – константа неровностей ВПП или РД;

V_x – скорость передвижения самолета по ВПП или РД;

ω – круговая частота неровностей ВПП или РД.

Кроме этого считается, что распределение неровностей ВПП или РД представляет собой стационарную случайную функцию;

б) рассматриваются только вертикальные перемещения и нагрузки, приведенные к оси колеса без учета лобовых нагрузок и силы тяги двигателя;

в) полагаем, что обжатие амортизационной стойки при передвижении по неровностям представляют собой малые колебания относительно положения статического равновесия.

С учетом таких допущений усилие сжатия воздуха Q_B в амортизаторе и силу обжатия пневматика силой P_y можно заменить действием линейных пружин соответствующих жесткостей:

$$Q_B = kS; \quad (3)$$

$$P_y = C_{\text{пи}}(y_k - z_{\text{ок}}), \quad (4)$$

где $S = z - z_{\text{ок}}$,

$$k = \frac{dQ_B}{dS} -$$

коэффициент кривой статического обжатия

$$Q_B = Q_B(S)$$

в точке статического равновесия и соответственно $C_{\text{пи}}$ – коэффициент кривой статического обжатия пневматика.

Дальнейший анализ влияния параметров амортизатора на нагруженность шасси произведем с использованием спектральной теории линейных динамических систем [4].

Линеаризацию сил гидравлики и сухого трения проведем методом статистической линеаризации [4]. Нелинейную суммарную силу гидравлического сопротивления и сухого трения заменяем эквивалентной в вероятностном смысле линейной силой:

$$(Q_T + Q_C) \cdot \text{sign} \dot{S} = C_3 \dot{S}, \quad (5)$$

где C_3 – коэффициент эквивалентного демпфирования.

Считаем, что случайные колебания – стационарный нормальный процесс, в котором коэффициент эквивалентного демпфирования описывается зависимостью

$$C_3 = \frac{1}{\sigma_{\dot{S}}^2} \int_{-\infty}^{+\infty} (Q_T + Q_C) \cdot \text{sign} \dot{S} \cdot \dot{S} \cdot w(\dot{S}) \cdot d\dot{S}, \quad (6)$$

где $\sigma_{\dot{S}}$ – среднеквадратическое отклонение \dot{S} ;

$w(\dot{S})$ – нормальный закон распределения \dot{S} :

$$w(\dot{S}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma_{\dot{S}}} \exp\left(-\frac{\dot{S}^2}{2\sigma_{\dot{S}}^2}\right). \quad (7)$$

Значение силы гидравлического сопротивления представим в виде

$$Q_T = C \cdot \dot{S}^2, \quad (8)$$

где C – коэффициент нелинейного демпфирования при стояночном обжатии амортизатора, который, как известно [2], определяется соотношением

$$C = \zeta \rho \frac{F_{\text{пл}}^3}{2f^2 \varphi_c \varphi_{\text{п}}^2}, \quad (9)$$

ζ – коэффициент гидравлического сопротивления дроссельных отверстий;

ρ – массовая плотность рабочей жидкости в амортизаторе;

$F_{\text{пл}}$ – площадь плунжера;

f – площадь протока рабочей жидкости;

$\varphi_c, \varphi_{\text{п}}$ – передаточные числа по силе и перемещению.

Зависимости (7, 8, 9) подставим в выражение (6) и после интегрирования получим:

$$\begin{aligned}\tilde{N}_y &= \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma_{\dot{S}}} \int_{-\infty}^{+\infty} (C\dot{S}^2 + Q_{\dot{S}}) \text{sign } \dot{S} \cdot \dot{S} \cdot d\dot{S} = \\ &= \sqrt{\frac{2}{\pi}} \left(2C\sigma_{\dot{S}} + \frac{Q_{\dot{S}}}{\sigma_{\dot{S}}} \right).\end{aligned}\quad (10)$$

Величину силы сухого трения Q_T можно принять равной [2]:

$$Q_T = \mu \cdot Q_{BCT} + Q_{T\delta}, \quad (11)$$

где Q_{BCT} – усилие сжатия воздуха при стояночном обжатии амортизатора; μ – коэффициент трения манжет амортизатора; $Q_{T\delta}$ – трение в буксах амортизатора от силы P_y .

Выражение (10) показывает, что коэффициент эквивалентного демпфирования является функцией среднеквадратического отклонения $\sigma_{\dot{S}}$.

После линеаризации сил, т.е. определения эквивалентного демпфирования, система уравнений, описывающая колебания двухмассовой модели (рис. 1), запишется следующим образом [5 – 7]:

$$M\ddot{z} = k(z_{OK} - z) + C_3(\dot{z}_{OK} - \dot{z}), \quad (12)$$

$$m\ddot{z}_{OK} = -C_{\text{пн}}(y_k + z_{OK}) - k(z_{OK} - z) - C_3(\dot{z}_{OK} - \dot{z}), \quad (13)$$

где m – масса колеса стойки шасси.

Вводя условные обозначения

$$2n = \frac{C_3}{M}; \quad P_0^2 = \frac{k}{M}; \quad P_1^2 = \frac{C_{\text{пн}}}{M}; \quad T = \frac{m}{M} \quad (14)$$

и переходя в (12) и (13) к изображению по Лапласу, имеем:

$$\begin{aligned}(D^2 + 2nD + P_0^2)\bar{Z}(D) - (2nD + P_0^2)\bar{Z}_{OK}(D) &= 0; \\ (TD^2 + 2nD + P_1^2)\bar{Z}_{OK}(D) - \\ - (2nD + P_1^2)\bar{Z}(D) &= -P_1^2\bar{y}_k(D).\end{aligned}\quad (15)$$

Из (15) находим передаточную функцию системы по перемещению S :

$$\begin{aligned}w_S(D) &= \frac{\bar{Z} - \bar{Z}_{OK}}{y_k} = \\ &= P_1^2 D^2 / \left(TD^4 + 2n(T+1)D^3 + \right. \\ &\left. + [P_1^2 + P_0^2(T+1)]D^2 + 2nP_1^2 D + P_0^2 P_1^2 \right).\end{aligned}\quad (16)$$

Из статистических характеристик рассматриваемой модели нас прежде всего интересуют среднеквадратическое отклонение скорости перемещения $\dot{S} - \sigma_{\dot{S}}$, входящее в выражение коэффициента эквивалентного демпфирования и среднеквадратическое отклонение силы, действующей на массу $M - \sigma_Q$.

Так как скорость $\dot{S} = \frac{dS}{dt}$, то

$$\bar{\dot{S}} = \frac{d\bar{S}}{dt} = i\omega\bar{S}.$$

Поэтому частотная характеристика скорости \dot{S} получается из $w_S(D)$ заменой D на $i\omega$.

С учетом таких преобразований

$$w_{\dot{S}}(i\omega) = i\omega w_S(i\omega) \quad (17)$$

и выражение (2) для спектральной плотности скорости преобразуется к виду

$$\begin{aligned}\hat{O}_{S'}(\omega) &= |i\omega w_S(i\omega)|^2 \times \\ \times \hat{O}_Y(\omega) &= \omega^2 |w_S(i\omega)|^2 \hat{O}_Y(\omega).\end{aligned}\quad (18)$$

Так как для силы, действующей на массу M :

$$Q = kS + C_3\dot{S},$$

$$\bar{Q} = (k + iC_3\omega)\bar{S}; \quad (19)$$

$$w_Q(i\omega) = (k + iC_3\omega)w_S(i\omega),$$

то выражение для спектральной плотности усилий может быть представлено в виде выражения

$$\begin{aligned}\Phi_Q(\omega) &= |W_Q(i\omega)|^2 \Phi_Y(\omega) = \\ &= (k^2 + C_3^2\omega^2) |W_S(i\omega)|^2 \Phi_Y(\omega).\end{aligned}\quad (20)$$

Определение среднеквадратических отклонений скоростей $\sigma_{\dot{S}}$ и усилий σ_Q сводится к вычислению интегралов:

$$\begin{aligned}\sigma_{\dot{S}}^2 &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Phi_{\dot{S}}(\omega) d\omega = \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{C_{\lambda} V P_1^4 \omega^4 d\omega}{|T(i\omega)^4 + \Gamma + \Pi + 2nP_1^2(i\omega) + P_0^2 P_1^2|^2}, \quad (21)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\sigma_Q^2 &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Phi_Q(\omega) d\omega = \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{C_{\lambda} V_x P_1^4 (k^2\omega^2 + C_3^2\omega^4) d\omega}{|T(i\omega)^4 + \Gamma + \Pi + 2nP_1^2(i\omega) + P_0^2 P_1^2|^2}, \quad (22)\end{aligned}$$

где введены следующие обозначения:

$$\Gamma = (2n(T+1)(i\omega)^3);$$

$$\Pi = ([P_1^2 + P_0^2(T+1)](i\omega)^2).$$

Интегралы (21) и (22) относятся к стандартному типу [5]. После их вычисления получим

$$\sigma_S = \sqrt{\frac{C_{\lambda} V_x P_1^2}{4n}} = \sqrt{\frac{C_{\lambda} V_x C_{\text{пн}}}{2C_3}}, \quad (23)$$

$$\sigma_Q = \sqrt{\frac{C_\lambda V_x \left[P_1^2 C_3^2 + (T+1)k^2 \right]}{4n}} = \sqrt{\frac{C_\lambda V_x \left[C_{\text{пн}} C_3 + \frac{(M+m)k^2}{C_3} \right]}{2C_3}}. \quad (24)$$

Выражения (10) и (23) составляют систему уравнений для нахождения C_3 и σ_3 , решая которую приходим к кубическому уравнению

$$\sigma_3^3 + 3p\sigma_3 + 2q = 0, \quad (25)$$

$$p = \frac{Q_{\bar{a}}}{6N};$$

где

$$q = -\sqrt{\frac{\pi}{2}} \frac{C_\lambda V_x C_1 \dot{\epsilon}}{8N}. \quad (26)$$

Число действительных решений уравнения (25) зависит от знака дискриминанта Δ

$$\Delta = q^2 + p^3 = \frac{\pi C_\lambda^2 V_x^2 C_{\text{пн}}^2}{128C^2} + \frac{Q_T^3}{216C^3}. \quad (27)$$

В силу того, как все параметры, входящие в (27) положительны, то и $\Delta > 0$. Последнее означает, что уравнение (25) имеет одно действительное решение

$$\sigma_3 = \sqrt[3]{-q + \sqrt{\Delta}} + \sqrt{-q - \sqrt{\Delta}}. \quad (28)$$

Если выполнить последовательную подстановку (28) в (10) и в (24), то получим численные значения σ_Q (табл. 1).

В табл. 1, 2 приведены результаты расчета для конкретной стойки (основной) рычажного типа с параметрами, выбранными из условия поглощения энергии посадочного удара (эти параметры отмечены значком *).

Таблица 1

Влияние коэффициента нелинейного демпфирования C на среднеквадратические отклонения по нагрузке

C , кг/(м/сек)	Q_T , кг	Скорость передвижения V_x , м/сек				
		3	6	12	18	20
		Среднеквадратическое отклонение нагрузки σ_Q , кг				
17016	620	517	568	692	814	853
	900	730	758	844	944	978
950*	20	430	563	730	848	882
	100	304	456	645	775	812
	130	273	423	615	749	787
	200	244	367	557	695	734
	620	501	514	563	629	653
	900*	722	727	746	777	789
28	1200	961	963	973	988	994
	20	1110	1574	2130	2507	2612
	100	376	712	1187	1635	1762
	130	300	569	1055	1462	1582
	200	246	404	747	1100	1200
	620	500	511	552	552	638
	900*	722	725	740	763	772
	1200	961	963	968	978	982

Таблица 2

Влияние коэффициента жесткости амортизатора (k) и скорости перемещения самолета по неровному аэродрому (V_x) на среднеквадратическое отклонение усилия (σ_Q) при $Q_T = 620$ кг; $C_{\text{пн}} = 950$ кг·сек²/м

k , кг/м	5000	40000	70000	V_x , м/сек
Среднеквадратическое отклонение усилия σ_Q , кг	497	505	522	3
	500	534	593	6
	514	624	805	12
	535	740	1046	18
	542	780	1126	20

По данным, представленным в таблицах, можно оценить изменение величины сопротивления амортизатора за счет силы сухого трения, а также влияние жесткости амортизатора на нагруженность шасси.

Если рассмотреть случай, когда стойка незапертая от сил трения, т.е.

$$Q_B - Q_T > P_y > Q_B + Q_T.$$

При $M=631,9 \text{ кг}\cdot\text{сек}^2/\text{м}$; $m=16,3 \text{ кг}\cdot\text{сек}^2/\text{м}$; $k=26000 \text{ кг/м}$; $C_\lambda = 10^{-4} \text{ м}$, $C_{\text{пн}} = 89000 \text{ кг/м}$ получим данные, приведенные в табл. 1.

Как следует из этой таблицы, с увеличением скорости V при всех значениях C и Q_T нагруженность шасси (σ_Q) возрастает.

Однако влияние C и Q_T на величину σ_Q сказывается не одинаково. При фиксированном значении C для каждой скорости V_x с увеличением Q_T нагруженность падает до определенного предела, после чего возрастает. Это свидетельствует о том, что существует оптимальное значение Q_T^{opt} , при котором нагруженность будет минимальной. Уменьшение C при малых значениях Q_T приводит к увеличению нагруженности. С ростом же Q_T зависимость σ_Q от C слабеет. Можно показать, что для каждой скорости V_x при $Q_T = \text{const}$ существует $C = C^{\text{opt}}$, при котором нагруженность будет минимальной.

Здесь же отметим, что параметры C и Q_T , выбранные из условия поглощения энергии посадочного удара, являются далеко не оптимальными.

Выражение (24) позволяет определить оптимальное значение коэффициента эквивалентного демпфирования C_3^{opt} из условия

$$\frac{\partial \sigma_Q}{\partial C_3} = 0; \quad C_3^{\text{opt}} = k \sqrt{\frac{m + M}{C_{\text{пн}}}}. \quad (29)$$

Как видно из (29), C_3^{opt} не зависит от скорости передвижения V_x и характеристик неровностей C_λ . Зато значения k и V_x оказывают решающее влияние на величину σ_Q (табл. 2).

Из приведенных данных вытекает, что с увеличением жесткости амортизатора (k) нагруженность шасси увеличивается. Из табл. 2 и выражения (29) следует, что оптимальная жесткость амортизатора при передвижении по неровному аэродрому соответствует значению $k=0$.

А это означает, что $Q_B = Q_B(S)$ при малых ходах амортизатора должна быть как можно положе.

Таким образом, современная амортистойка должна обладать возможностью многорежимной работы (режимы посадки и передвижения по неровностям). Этого можно достичь за счет применения управляемых амортизаторов.

При этом закон управления при перемещении самолета по неровному аэродрому может быть обусловлен выражениями (10) и (29), поскольку они позволяют выбирать тип стойки (Q_T), площадь протока рабочей жесткости (f), начальную зарядку в амортизаторе (k) для конкретных условий эксплуатации (C_λ).

Заключение

1. С помощью идеализированной модели исследовано влияние основных параметров амортизационных стоек на нагруженность шасси. Показано, что параметры амортизаторов, выбранные из условия поглощения посадочного удара, не всегда обеспечивают приемлемое нагружение шасси при передвижении самолета по неровному аэродрому. Так, при езде по неровностям сила гидравлического сопротивления должна быть больше, чем для момента посадки.

2. По критерию минимальной нагруженности шасси получены выражения для определения оптимального значения коэффициента эффективного демпфирования (C_3^{opt}), которые определяют закон управления основными параметрами амортизационной стойки такими как ее тип (Q_T), площади плунжера и протока рабочей жидкости ($F_{\text{пф}}$) и начальная зарядка амортизатора.

3. Проведенные исследования являются теоретической основой создания управляемой амортизации на этапе предварительного проектирования шасси.

Литература

1. *Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории.* – М.: МАК, 1994. – 322 с.
2. Кутелев М.М. Математическая модель системы самолет-шасси-взлетно-посадочная полоса / М.М. Кутелев // *Методы исследований при создании современных самолетов.* – 1986. – №2. – С. 51-58.
3. Бочаров В.В. Вибродинамическая совместимость элементов авианесущих корабельных комплексов вооружения / В.В. Бочаров, В.Г. Калугин. – М.: Машиностроение, 1992. – 232 с.
4. Силаев А.А. Спектральная теория поддрессирования транспортных машин / А.А. Силаев. – М.: Машиностроение, 1972. – 348 с.

5. Светлицкий В.А. Случайные колебания механических систем / В.А. Светлицкий. – М.: Машиностроение, 1976. – 256 с.

6. Капитанова Л.В. Формирование энергетических условий улучшения взлетно-посадочных характеристик модификаций самолетов транспортной категории / Л.В. Капитанова // Вестник двигателестроения. – 2007. – № 3. – С. 8-13.

7. Капитанова Л.В. Определение допустимых

изменений массы и потребной тяговооруженности модификаций тяжелых самолетов транспортной категории по условиям их прерванного взлета / Л.В. Капитанова // Вісті академії інженерних наук України. Спеціальний випуск “Машинобудування та прогресивні технології”: Наук.-техн. та громад. часопис Президії АІН України, Нац. техн. ун-т України “КПІ”. – К.: НТУУ “КПІ”, 2007. – № 3 (33). – С. 99-105.

Поступила в редакцію 2.09.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри проектування самолетов и вертолетов В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ”, Харьков.

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ АМОРТИЗАЦІЇ НА НАГРУЖЕНОСТЬ СТІЙОК ШАСІ ПРИ ПЕРЕМІЩЕННІ ЛІТАКА ПО НЕРІВНОМУ АЕРОДРОМУ

Л.В. Капітанова, Н.А. Любченко

Розглянуто рух літака з різною швидкістю по нерівному аеродрому й за допомогою теорії лінійних динамічних систем. Дається кількісна оцінка середньоквадратичних відхилень навантаження й переміщень у вузлі навішення стійки шасі при зміні параметрів її амортизатора. Проведено дослідження впливу основних параметрів амортизаційних стійок на напруженість шасі літака. Отримано вирази, що дозволяють установити закон керування основними параметрами амортизаційної стійки за критерієм її мінімальності навантаження при переміщенні літака по нерівному аеродрому.

Ключові слова: шасі літака, амортизаційна стійка шасі, пневматик колеса, посадочний удар, аеродром, злітно-посадочна смуга.

INFLUENCE OF PARAMETERS OF SHOCK-ABSORPTION TO LOADING OF LANDING GEAR STRUTS AT MOVEMENT OF AN AIRPLANE ON A ROUGH AERODROME

L.V. Kapitanova, N.A. Ljubchenko

Motion of an airplane with various speed on a rough aerodrome is considered, and the quantitative estimation of mean-square deviations of loading and movements in a unit of a hinge fitting of a landing gear strut is given at change of parameters of its shock-absorber by the theory of linear dynamic systems. Impact of main parameters of shock-absorber struts to undercarriage burden is explored. The expressions are obtained, allowing to determine a control law of key parameters of shock-absorber strut by criterion of its minimality of loading at movement of an airplane on a rough aerodrome.

Key words: landing gear, shock-absorption landing gear struts, wheel tyre, landing shock, airfield, runway.

Капитанова Людмила Валерьевна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри проектування самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Любченко Наталья Анатольевна – студентка 6 курса факультета самолетостроения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.