

Разработка искусственной нейронной сети для управления характеристиками амортизационных стоек шасси самолетов

© В.А. Брусов, Ю.Ю. Мерзликин, А.С. Меньшиков

ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский 140180, Россия

Рассмотрена искусственная нейронная сеть, содержащая три слоя, с помощью которой возможно реализовать адаптивный контур системы управления, подстраивающий упруго-демпфирующие параметры амортизационных стоек самолета под конкретные условия взлетно-посадочных полос (ВПП): длина и высота неровности, удельная твердость. Для снижения перегрузок самолетов на этапах взлета-посадки (разбег-пробег по ВПП) при рулении применяются амортизационные стойки с изменяемыми упруго-демпфирующими характеристиками. В связи с тем, что параметры неровностей ВПП находятся в широком диапазоне значений, необходимо использовать адаптивную систему управления коэффициентами жесткости и демпфирования амортизационных стоек, построенную с использованием искусственной нейронной сети. Для обучения искусственной нейронной сети использовался метод скоростного градиента. В качестве целевого критерия, подлежащего минимизации, применялась половина квадрата сигнала рассогласования. Проведенные расчетные исследования разбега и пробега самолета типа Ил-114 по грунтовой ВПП показали возможность снижения вертикальных перегрузок до 15 % при оснащении системой управления упруго-демпфирующими характеристиками с нейронной сетью. Сравнение проводилось с самолетом, оснащенным «классической» (неадаптивной) системой управления параметрами стоек шасси.

Ключевые слова: самолет, взлетно-посадочная полоса, амортизация, шасси, управление, взлет, посадка, нейронная сеть, перегрузка

Введение. За календарный срок службы пассажирские и транспортные самолеты проходят по взлетно-посадочным полосам (ВПП) более 200 тыс. км, что вызывает значительную часть повреждений как в самом шасси, так и в других агрегатах планера самолета. Современное состояние аэродромной системы России характеризуется деградацией ВПП, большими по площади заболоченными, мелководными и шельфовыми территориями. Эти обстоятельства, а также оценка существующих и перспективных пассажиропотоков свидетельствуют о том, что в ближайшие десятилетия возрастет необходимость проектирования и доработки летательных аппаратов (ЛА), способных:

- осуществлять взлет и посадку с использованием различных типов ВПП, в том числе на элементарно подготовленные и неподготовленные ВПП;

- значительно повысить эффективность круглогодичного транспортного обслуживания в труднодоступных районах и в разнообразных климатических условиях России;
- улучшить транспортное обслуживание населения за счет увеличения средней скорости перемещения пассажиров и грузов с их доставкой непосредственно к месту назначения одним видом транспорта (воздушным);
- значительно повысить безопасность взлета и посадки самолетов.

Одним из направлений достижения этих качеств у ЛА является применение управляемых амортизационных стоек шасси по жесткости и демпфированию [1]. Такое шасси позволит осуществлять взлет и посадку ЛА с использованием элементарно подготовленных ВПП с динамическими нагрузками, не превышающими допустимые.

Цель настоящей статьи — разработка алгоритмов управления, качественно снижающих динамическую нагруженность самолета при разбеге и пробеге по неровной ВПП случайного профиля, характерного для грунтовых аэродромов. Исследования проводятся на примере самолета типа Ил-114.

В связи с тем, что требуется время для изменения характеристик стоек шасси по жесткости и демпфированию, исследуется вопрос целесообразности сканирования неровностей опорной поверхности ВПП перед ЛА до наезда на неровности (рис. 1). Целью сканирования является определение оптимальных с точки зрения минимизации динамических нагрузок на ЛА характеристик стоек при проезде этих неровностей.

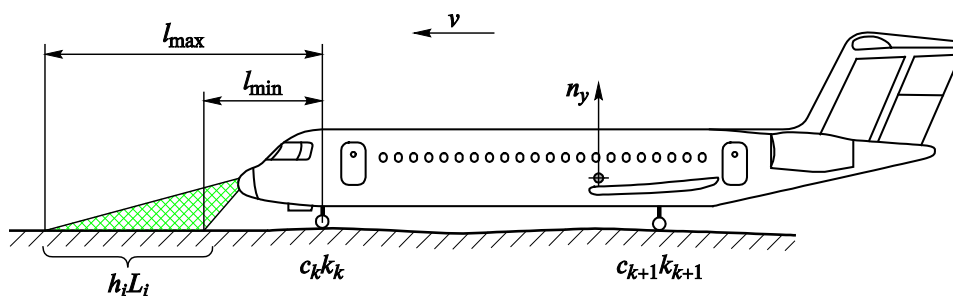


Рис. 1. Движение самолета на полосе

Задача снижения вертикальных перегрузок n_y при движении самолета по ВПП со скоростью v заключается в направленном изменении значений коэффициентов жесткости $c_k(c_{k+1})$ и демпфирования $k_k(k_{k+1})$ за счет подаваемых сигналов от системы управления. При этом в систему управления поступает информация от сканирующего устройства о находящихся впереди параметрах неровностей (высота

h_i и длина L_i) за некоторое расстояние от минимального l_{\min} до максимального l_{\max} .

В связи с изменяющимися воздействиями внешних возмущений от опорной поверхности ВПП необходимо постоянно варьировать алгоритм настройки коэффициентов жесткости и демпфирования амортизационных стоек шасси. Для формирования адекватной системы решений от воздействия опорной поверхности ВПП на планер самолета предложено использовать искусственную нейронную сеть.

Методы решения. Основной задачей при проектировании нейронной сети является процесс обучения, особенность которого состоит в идентификации неизвестных параметров нейронов: весовых коэффициентов и функций активации. Для обучения нейронной сети обычно используют методы градиентного поиска минимума критериальной функции $\varepsilon = (u^* - u)^2$, зависящей от параметров нейронов, где u — сигнал, поступающий на изменение параметров стойки, полученный в процессе обучения; u^* — сигнал управления, настроенный экспертом.

Процесс обучения нейронной сети для управления упруго-демпфирующими характеристиками амортизационной стойки выглядит следующим образом. Сначала выбирается алгоритм изменения характеристик опоры шасси. Как показали ранее проведенные расчетные исследования, изменение коэффициентов жесткости $c_k(c_{k+1})$ является длительным процессом (3...5 с), поэтому их рекомендуется настраивать один раз для конкретного типа ВПП непосредственно перед осуществлением разбега или пробега [1]. А скорость изменения коэффициентов демпфирования $k_k(k_{k+1})$ амортизационных стоек высока и система «контур управления – стойка шасси самолета» будет успевать отрабатывать неровности опорной поверхности ВПП. В настоящей статье предлагается алгоритм, который может быть реализован за счет изменения диаметра дросселирующего отверстия в системе шасси k -й стойки по следующему закону:

$$d_{дрk} = (d_{дрk})_0 + a_1 \ddot{y}_g + a_2 \dot{y}_g + a_3 \vartheta, \quad (1)$$

где a_1, a_2, a_3 — коэффициенты обратной связи, характеризующие изменение диаметра дросселирования жидкости в зависимости от изменения вертикальной перегрузки в центре тяжести самолета \ddot{y}_g , скорости перемещения центра тяжести планера \dot{y}_g и угла тангажа ϑ перегрузка в центре тяжести ЛА; $(d_{дрk})_0$ — начальный (установочный) диаметр дросселирующего отверстия в системе k -й стойки шасси самолета.

Этот алгоритм управления (1) в большей степени влияет на коэффициенты демпфирования $k_k(k_{k+1})$ амортизационных стоек самолета и в меньшей степени — на коэффициенты жесткости стоек $c_k(c_{k+1})$.

Эксперту предоставляется возможность подстраивать параметры алгоритма управления a_1, a_2, a_3 в замкнутой системе автоматического регулирования при различных входных воздействиях $r(t)$. При обучении нейронной сети эксперт устанавливает указанные параметры алгоритма управления с некоторой периодичностью, опираясь на значения скорости движения самолета и вертикальной перегрузки. Полученные в системе, подстраиваемой экспертом (рис. 2), значения переменных r, e^*, u^*, y^* , устанавливающих коэффициенты жесткости и демпфирования каждой амортизационной стойки самолета, записываются в архив и затем подаются на нейронную сеть, подключенную к регулятору.

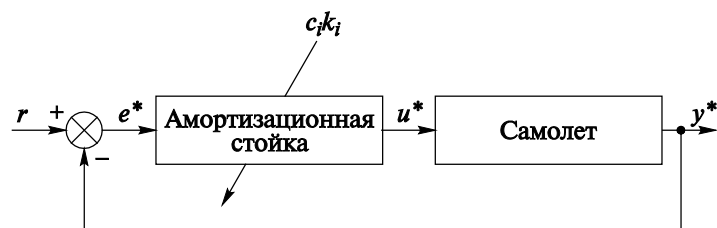


Рис. 1. Структурная схема обучения системы управления упруго-демпфирующими характеристиками шасси самолета

Нейронная сеть настраивается таким образом, чтобы минимизировать погрешность ϵ между полученными сигналами: u^* — с участием эксперта, u — в процессе обучения нейронной сети (рис. 3).

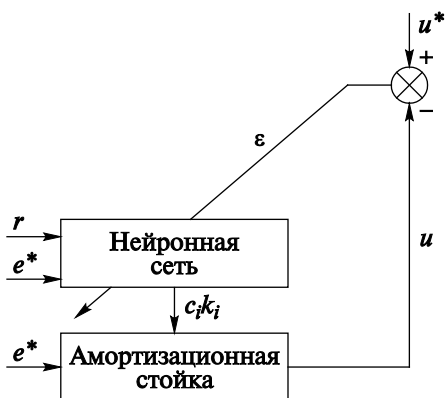


Рис. 3. Структурная схема обучения искусственной нейронной сети для настройки оптимальных параметров амортизационных стоек самолета

После выполнения процедуры обучения параметры нейронной сети заносятся в блок автонастройки. В соответствии с теорией нейронных сетей [2, 3] обученная сеть должна вести себя так же, как и эксперт, причем даже при тех входных воздействиях, которые не были включены в набор сигналов, использованных при обучении.

Расчетная модель. Отсутствие критериев выбора количества нейронов в сети, длительности обучения, диапазона и количества обучающих воздействий — все это является основной преградой на пути широкого использования методов нейронных сетей.

В статье рассмотрена модель трехслойной нейронной сети. При таком варианте модели возможно реализовать поиск подходящих значений коэффициентов амортизационных стоек.

В качестве целевого критерия, подлежащего минимизации, использовалась половина квадрата сигнала рассогласования:

$$E = 0,5 e^2(t+1),$$

где $t+1$ — следующий за расчетным момент времени.

Для обучения искусственной нейронной сети использовался метод скоростного градиента [4–6]. Выходными сигналами последнего слоя являются значения коэффициентов усиления алгоритма управления (1) a_1, a_2, a_3 (рис. 4).

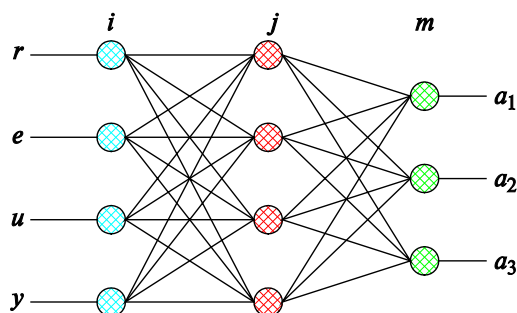


Рис. 4. Принципиальная схема искусственной нейронной сети

На основе алгоритма наискорейшего спуска для выходного слоя можно записать

$$\Delta w_{jm}(t+1) = -\eta \frac{\partial E}{\partial w_{jm}} + \alpha \Delta w_{jm}(t),$$

где Δw_{jm} — изменение весового коэффициента передачи сигнала от среднего (скрытого) слоя (индекс j) к выходному слою (индекс m); η — скорость обучения при адаптации параметров (постоянный ко-

эффицент); α — коэффициент, учитывающий мгновенное значение w_{jm} .

Для скрытого (среднего) слоя:

$$\Delta v_{ij}(t+1) = -\eta \frac{\partial E}{\partial v_{ij}} + \alpha \Delta v_{ij}(t),$$

где Δv_{ij} — изменение веса передачи сигнала от входного слоя (индекс i) к среднему (скрытому) слою (индекс j).

Такой подход обучения искусственной нейронной сети для системы управления упруго-демпфирующими характеристиками амортизационных стоек шасси самолета протестирован в расчетных исследованиях при разработке математической модели движения по ВПП самолета грунтового базирования.

Система уравнений, описывающая движение самолета в плоскости $x_g 0y_g$, использовалась в следующем виде [7, 8]:

$$\begin{aligned} m\ddot{y}_{гц.т} &= G_y + Y_a + \sum_{k=1}^3 R_{стк}; \\ I_z \ddot{\vartheta} &= M_{za} + \sum_{k=1}^3 [R_{стк} x_{стк}] - \sum_{k=1}^3 [f_k R_{стк} L_{yk}] - Th; \\ m \ddot{x}_{гц.т} &= T + G_x - X_a - \sum_{k=1}^3 [f_k R_{стк}]. \end{aligned}$$

Здесь и далее обозначено: $y_{гц.т} = y$, $\dot{y}_{гц.т} = \dot{y}$, $\ddot{y}_{гц.т} = \ddot{y}$, $x_{гц.т} = x$,

$\dot{x}_{гц.т} = \dot{x}$, $\ddot{x}_{гц.т} = \ddot{x}$; $k = 1; 2; 3$ — нумерация амортизационных стоек;

$G_x = mg \sin \vartheta$ — сила тяжести, спроецированная на ось $0x_g$;

$G_y = -mg \cos \vartheta$ — сила тяжести, спроецированная на ось $0y_g$;

$X_a = c_x \frac{\rho v_x^2}{2} s$, $Y_a = c_y \frac{\rho v_x^2}{2} s$ — силы аэродинамического сопротивления по осям $0x_g$ и $0y_g$ соответственно; c_x , c_y и m_z — аэродинамические коэффициенты;

$R_{стк} = c_k y_{стк} + k_k \dot{y}_{стк}$ — сила от k -й опоры стойки; c_k — коэффициент жесткости k -й стойки; k_k — коэффициент демпфирования k -й стойки; $y_{стк}$ — вертикальное перемещение гидроцилиндра k -й амортизационной стойки от начального положения;

T — суммарная тяга маршевых двигателей ЛА; f_k — коэффициент

трения k -го колеса при касании опорной поверхности; $x_{стк}$, L_{yk} — координаты колесного шасси относительно центра масс самолета в связанной системе координат; $M_{za} = m_z \frac{\rho v_x^2}{2} s b_a$ — аэродинамический момент ЛА; ρ — плотность воздуха; s — характерная площадь самолета; v_x — проекция скорости самолета на ось Ox ; b_a — аэродинамическая хорда крыла.

Перемещение штока гидроцилиндра k -й стойки $y_{стк}$ задано соотношением, использующем перемещение центра тяжести самолета $y_{гц.т}$, профиль неровности $y_{прк}$, обжатие грунта $\varepsilon_{грк}$ и самого колеса шасси $\varepsilon_{шк}$:

$$y_{стк} = a + L_{ст0k} - y - x_{стк} \sin \vartheta + \frac{D_k}{2} - \varepsilon_{грк} - \varepsilon_{шк} + y_{прк},$$

где D_k — диаметр цилиндра k -й стойки; a — характерный вертикальный размер фюзеляжа ЛА.

При этом неопределенностью при выборе коэффициентов жесткости и демпфирования каждой амортизационной стойки является случайный характер неровностей ВПП. Профиль неровности ВПП является сложной стохастической функцией, зависящей от многих параметров. Существует классификация аэродромов по типу ВПП с определенным соотношением длины неровности к ее высоте [9]:

- ВПП с твердым покрытием (класс А);
- элементарно подготовленные ВПП (класс Б);
- неподготовленные ВПП (класс В).

Неровность может быть задана единичной (в виде выступа, кочки, препятствия) или гармоническими функциями (например, синусоидальной).

Расчетная схема силового взаимодействия стоек шасси самолета с неровной опорной поверхностью при разбеге-пробегае и рулении представлена на рис. 5, где p_k — давление в штоковой полости гидроцилиндра; H_{\max} — максимальная высота неровности опорной поверхности ВПП; L — длина впереди расположенной неровности на полосе.

Математическое моделирование проводилось на примере разбега и пробега самолета типа Ил-114, относящегося к ЛА грунтового базирования, поэтому рассматривались полосы с неровностями, характерными для элементарно подготовленных ВПП (класс Б и В).

Составлена укрупненная структурная схема математической модели движения самолета на разбеге и пробегае (рис. 6).

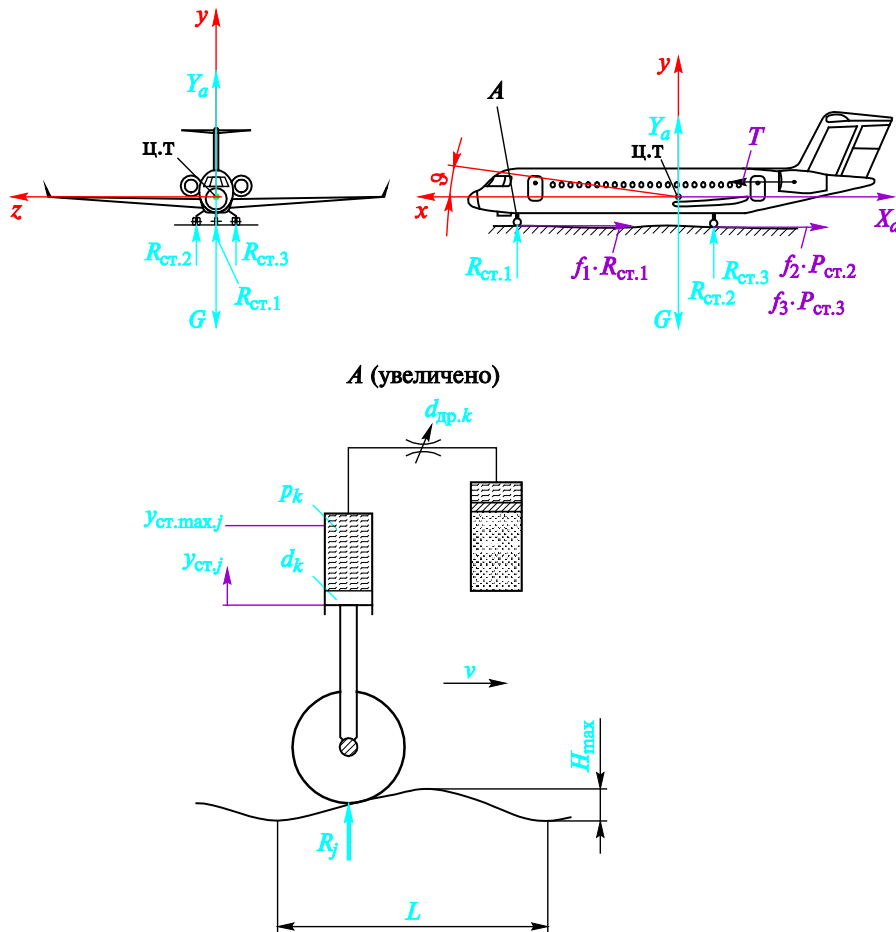


Рис. 5. Расчетная схема силового взаимодействия стоек шасси самолета с неровной опорной поверхностью



Рис. 6. Укрупненная структурная схема математической модели движения самолета типа Ил-114 на этапах разбега-пробега

Схема включает (см. рис. 6):

а) логико-вычислительную систему, которая обрабатывает физические параметры, измеряемые во время движения самолета (информация о движении самолета — вертикальная перегрузка \ddot{y}_g , продольная скорость x_g , угол тангажа ϑ , скорость изменения угла тангажа $\dot{\vartheta}$ и информация о стойках шасси — ускорения перемещения каждого штока $\ddot{y}_{ст.1}$, $\ddot{y}_{ст.2}$, $\ddot{y}_{ст.3}$) и выдает управляющие сигналы на исполнительные органы ЛА с использованием искусственной нейронной сети, описанной выше;

б) блоки «Передняя стойка (№ 1)», «Задняя стойка (№ 2)» и «Задняя стойка (№ 3)» содержат уравнения, описывающие процессы в них при подаче возмущения в виде неровной поверхности ВПП;

в) в блоке «Основные параметры ЛА» задаются параметры самолета (масса, развесовка, параметры двигателей, тяга, информация о колесах шасси и др.);

г) блок «Аэродинамические силы и моменты» содержит соотношения для вычисления аэродинамических коэффициентов (c_x , c_y , m_z), с помощью которых рассчитываются аэродинамические силы и моменты [10].

Взаимовлияние блоков друг на друга обеспечивают линии связи, соответствующие связям в системе уравнений движения.

Следует отметить, что в случае отсутствия нейронной сети алгоритм выбора коэффициентов закона управления (1) будет следующим. Параметры коэффициентов жесткости и демпфирования задаются после детерминации (определения) профиля неровностей ВПП. При таком вычислении профиля неровности выполняется нивелировка поверхности конкретной ВПП и на основе полученных данных разрабатываются требования к наземным режимам эксплуатации самолетов. Если исследовать поверхности достаточно большого количества ВПП и провести их классификацию, то можно составить расчетный профиль полосы аэродрома с выступами, расположенными на определенном интервале, и возможно, классифицировать типы неровных поверхностей, введя соответствующий масштабный коэффициент для высоты неровностей. Для определения наихудшей комбинации профиля ВПП и колебаний самолета при проектных исследованиях необходимо составить специальный алгоритм, учитывающий изменение в широком диапазоне таких параметров, как скорость, ускорение, сила торможения самолета и др. Описанные выше действия очень трудоемки по количеству затрачиваемых времени и расчетных мощностей ЭВМ [11].

Заключение. Проведены многовариантные расчеты с выбором оптимальных параметров амортизационных стоек по жесткости и

демпфированию при движении самолета по элементарно подготовленным грунтовым ВПП. В качестве критерия качества прохождения этапов пробега и разбега самолетом выбрана амплитуда вертикальных перегрузок в центре масс самолета, которые он испытывает при движении по ВПП:

$$n_y = \left[\frac{Y_\Sigma}{G} - 1 \right],$$

где Y_Σ — сумма всех сил, приложенных к центру тяжести фюзеляжа ЛА в проекции на ось Oy ; G — сила тяжести самолета.

Расчетная оценка динамических параметров движения самолета типа Ил-114 на разбеге и пробеге показала следующие результаты:

– при принятом алгоритме управления (1) упруго-демпфирующими характеристиками с постоянными коэффициентами усиления a_1, a_2, a_3 динамические перегрузки планера самолета, движущегося на разбеге по элементарно подготовленной полосе с характерными неровностями, могут быть снижены на 10...15 % по сравнению с самолетом без управления параметрами стоек (рис. 7, кривые 1 и 2);

– после оснащения системы управления контуром, включающим трехслойную нейронную сеть, и ее обучения вертикальные перегрузки могут быть снижены до 25...30 % по сравнению с разбегом самолета типа Ил-114 без управления коэффициентами жесткости и демпфирования амортизационных стоек (рис. 7, кривые 1 и 3).

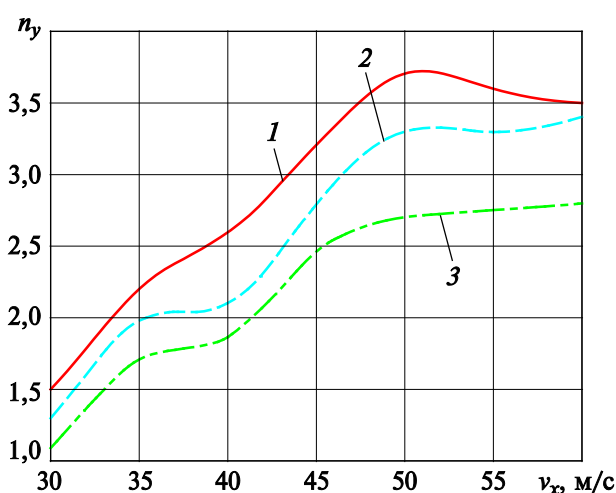


Рис. 7. Амплитуда вертикальных перегрузок самолета типа Ил-114 на разбеге по элементарно подготовленной грунтовой поверхности класса Б:

1 — самолет без регулирования характеристик шасси; 2 — самолет с регулированием параметров стоек шасси без адаптации; 3 — самолет с адаптивными управляемыми стойками шасси

Коэффициенты жесткости амортизационных стоек при рассчитанной перегрузке:

- превышающей нормируемую величину, уменьшают путем увеличения объема пневмоаккумулятора соответствующей амортизационной стойки;
- ниже нормируемой величины увеличивают путем уменьшения объема пневмоаккумулятора и повышения в рабочем объеме пневмоаккумулятора избыточного давления инертного газа соответствующей амортизационной стойки.

Предложен комплексный подход для определения оптимальных параметров управляемых амортизационных стоек самолета грунтового базирования, позволяющий определить коэффициенты жесткости и демпфирования стоек (параметры) в целях снижения вертикальных перегрузок планера на разбеге и пробеге. При этом метод позволяет отслеживать основные параметры амортизационной стойки (перемещение, скорость и ускорение штока гидроцилиндра стойки).

Подход протестирован на разработанной математической модели ЛА типа Ил-114, ориентированной на изучение свойств амортизационных стоек шасси и выбор их технических средств и параметров для снижения нагрузок на самолет при разбеге и пробеге по неровным ВПП.

Предложена методика управления характеристиками стоек шасси самолета, позволяющая уменьшить его динамическую нагруженность на разбеге и пробеге по элементарно подготовленной ВПП.

Введение дополнительного адаптивного контура, включающего трехслойную нейронную модель, в систему управления позволяет снизить вертикальные перегрузки на 10...15 %.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Брусков В.А., Меньшиков А.С., Мерзликин Ю.Ю., Чижов Д.А. Разработка регулируемой амортизационной стойки шасси ближнемагистрального самолета с целью снижения динамической нагруженности планера на разбеге и пробеге по грунтовым ВПП. *Сб. докл. XXVIII науч.-техн. конф. по аэродинамике*. Москва, Изд-во ЦАГИ имени Н.Е. Жуковского, 2017, с. 65–66.
- [2] Крееренко О.Д. *Метод совмещенного синтеза законов управления движением летательных аппаратов по взлетно-посадочной полосе в режиме посадки*. Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Таганрог, 2012, 25 с.
- [3] Fradkov A.L., Stotsky A.A. Speed gradient adaptive algorithms for mechanical system. *International journal of adaptive control and signal processing*, 1992, vol. 6, pp. 211–220.
- [4] Гаврилов А.И. Перспективы применения нейросетевых технологий в системах автоматического управления. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 1998, № 1, с. 119–126.
- [5] Geman S., Bienenstock E., Doursat R. Neural networks and the bias / variance dilemma. *Neural Computation*, 1992, vol. 4, pp. 1–58.

- [6] Pederson M.W., Hansen L.K. Recurrent networks: second order properties and pruning. *Neural Information Processing Systems: Proc. of the 7th Conference*, 1995, vol. 611, pp. 18–31.
- [7] Кутелев М.М. Математическая модель системы самолет — шасси — взлетно-посадочная полоса. *Методы исследования при создании современных самолетов*, 1986, № 2, с. 51–58.
- [8] Брусов В.А., Наумов В.Н., Чижов Д.А., Долгополов А.А., Мерзликин Ю.Ю., Меньшиков А.С. Снижение вертикальной нагрузки самолета при движении по неровным взлетно-посадочным полосам управлением характеристиками амортизационных стоек шасси. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2014, вып. 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2014-9-1304
- [9] Наумов В.Н., Брусов В.А., Чижов Д.А. Задача оптимального управления параметрами амортизационных стоек самолета при взлете и посадке. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 10. DOI: 10.18698/2308-6033-2013-10-979
- [10] Бондарец А.Я., Крееренко О.Д. Опыт применения искусственных нейронных сетей для оценки фактических параметров математической модели движения самолета. *Нелинейный мир*, 2009, т. 7, № 8, с. 593–604.
- [11] Мышляев Ю.И. Об одном подходе к синтезу систем с переменной структурой в условиях параметрической неопределенности. *Труды МГТУ им. Н.Э. Баумана № 575*. Москва, 1999, с. 68–73.

Статья поступила в редакцию 28.10.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Брусов В.А., Мерзликин Ю.Ю., Меньшиков А.С. Разработка искусственной нейронной сети для управления характеристиками амортизационных стоек шасси самолетов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 12.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1939>

Брусов Василий Андреевич — канд. техн. наук, старший научный сотрудник ФГУП «ЦАГИ». Специалист в области динамики летательных аппаратов и транспортных средств на воздушной подушке, гидравлики и гидропневмоавтоматики.
e-mail: vasyab2@rambler.ru

Мерзликин Юрий Юрьевич — главный инженер НИО-12 ФГУП «ЦАГИ». Специалист в области стационарной и нестационарной аэродинамики летательных аппаратов. e-mail: ymerzlikin@gmail.com

Меньшиков Алексей Сергеевич — инженер отдела № 2 НИО-12 ФГУП «ЦАГИ». Специалист в области аэродинамики летательных аппаратов.
e-mail: lyoshamenshikov@yandex.ru

Procedure of training artificial neural network of elastic-damping characteristic control system of shock absorber landing gear struts of ground-based aircraft

© V.A. Brusov, Yu.Yu. Merzlikin, A.S. Menshikov

State Research Center Federal State Unitary Enterprise “Central Aerohydrodynamic Institute named after Professor N.E. Zhukovsky”, Zhukovsky town, 140180, Russia

During their calendar life, passenger and transport aircraft run more than 200 thousand kilometers on the runways, which cause a significant part of the damage, both in the landing gears and in other units of the airframe. To reduce aircraft overloads at the stages of takeoff and landing (run-up and run on the runway) and taxiing, shock-absorbing struts with variable elastic-damping characteristics are used. Due to the fact that the parameters of the runway irregularities are in a wide range of values, it is necessary to use an adaptive system for controlling the stiffness coefficients and damping of the shock absorber strut, designed using an artificial neural network. The paper considered a network containing three layers. Using such a model, it is possible to implement an adaptive control circuit adjusting the elastic-damping parameters of the aircraft shock absorber struts to specific runway conditions (length and height of the irregularity, specific hardness of the runway). The velocity gradient method was used to train the artificial neural network. Half the square of the mismatch signal was used as the target criterion to be minimized. The calculated studies of the run up and run of the Il-114 aircraft on a dirt runway showed the possibility of reducing vertical overloads by up to 15% when equipped with a system controlling elastic-damping characteristics with a neural network. The comparison was carried out with an aircraft equipped with a “classical” (non-adaptive) system for controlling landing gear parameters.

Keywords: aircraft, runway, shock absorption, landing gear, control, takeoff, landing, neural network, overload

REFERENCES

- [1] Brusov V.A., Menshikov A.S., Merzlikin Yu.Yu., Chizhov D.A. Razrabotka reguliruemoy amortizatsionnoy stoyki shassi blizhnemagistralnogo samoleta s tselyu snizheniya dinamicheskoy nagruzhennosti planera na razbege i probege po gruntovym VPP [Development of adjustable shock-absorbing landing gear of short-haul aircraft in order to reduce the dynamic loading of the airframe on the run-up and run on unpaved runways]. *Sbornik dokladov XXVIII nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike* [Proceedings of the XXVIII scientific and technical conference on aerodynamics]. Moscow, TsAGI imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2017, pp. 65–66.
- [2] Kreerenko O.D. *Metod sovmeshchennogo sinreza zakonov upravleniya dvizheniem letatelnykh apparatov po vzletno-posadochnoy polose v rezhime posadki*. Diss. cand. tekhn. nauk. Avtoreferat [The method of combined synthesis of the laws of the aircraft movement control on the runway in the landing mode. Cand. Eng. Sc. Diss. Abstract]. Taganrog, 2012, 25 p.
- [3] Fradkov A.L., Stotsky A.A. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 1992, vol. 6, pp. 211–220.

- [4] Gavrilov A.I. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroyeniye — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Instrument Engineering*, 1998, no. 1, pp. 119–126.
- [5] Geman S., Bienenstock E., Doursat R. *Neural Computation*, 1992, vol. 4, pp. 1–58.
- [6] Pederson M.W., Hansen L.K. Recurrent networks: second order properties and pruning. *Neural Information Processing Systems: Proceedings of the 7th Conference*, 1995, vol. 611, pp. 18–31.
- [7] Kutelev M.M. Matematicheskaya model sistemy samolet — shassi — vzletnopolosnaya polosa [Mathematical model of the aircraft — undercarriage – runway system]. In: *Metody issledovaniya pri sozdanii sovremennykh samoletov* [Research methods in creating modern aircraft], 1986, no. 2, pp. 51–58.
- [8] Brusov V.A., Naumov V.N., Chizhov D.A., Dolgoplov A.A., Merzlikin Yu.Yu., Menshikov A.S. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2014, iss. 9.
DOI: 10.18698/2308-6033-2014-9-1304
- [9] Naumov V.N., Brusov V.A., Chizhov D.A. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, iss. 10.
DOI: 10.18698/2308-6033-2013-10-979
- [10] Bondarets A.Ya., Kreerenko O.D. *Nelineynyy mir — Nonlinear World*, 2009, vol. 7, no. 8, pp. 593–604.
- [11] Myshlyaev Yu.I. Ob odnom podkhode k sintezu system s peremennoy strukturoy v usloviyakh parametricheskoy neopredelennosti [About an approach to synthesis of systems with variable structure in conditions of parametric uncertainty]. In: *Trudy MGTU im. N.E. Baumana* [Proceedings of BMSTU] no. 575. Moscow, 1999, pp. 68–73.

Brusov V.A., Cand. Sc. (Eng.), Senior Researcher, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Research interests: dynamics of air-cushion aircraft and vehicles, hydraulics, hydraulic pneumoautomatics. e-mail: vasyab2@rambler.ru

Merzlikin Yu.Yu., Chief Engineer, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Research interests: aircraft stationary and nonstationary aerodynamics. e-mail: ymerzlikin@gmail.com

Menshikov A.S., Engineer, Research Department No. 2 Ground basing and tire flotation of aircraft, Research Division 12, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Research interests: aircraft aerodynamics. e-mail: lyoshamenshikov@yandex.ru