

Механика

УДК 629.7.027.24

doi: 10.18698/0536-1044-2023-9-3-13

Оптимизация профиля иглы жидкостно-газового амортизатора опоры шасси самолета

Е.А. Никитин^{1,2}, А.Е. Белкин¹¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана² ПАО «Яковлев»

Optimization of the gas-liquid damper pin in the aircraft landing gear

E.A. Nikitin^{1,2}, A.E. Belkin¹¹ Bauman Moscow State Technical University² PJSC Yakovlev

Главным элементом амортизационной системы шасси самолета является жидкостно-газовый амортизатор. В этом амортизаторе сила гидравлического сопротивления движению штока зависит от скорости перетекания рабочей жидкости через дроссельное отверстие в плунжере, площадь которого регулируется иглой. При изменении площади проходного отверстия происходит изменение силы гидравлического сопротивления. Исходя из сформулированных критериев качества амортизации (энергоемкости и коэффициента динамичности), решена задача оптимизации профиля иглы. Для описания работы амортизатора применена математическая модель, валидированная по результатам копровых испытаний шасси. Геометрические параметры профиля иглы описывают с помощью кусочно-линейной аппроксимации или кубического сплайна. Для решения задачи многокритериальной оптимизации использована целевая функция, охватывающая широкий диапазон посадочного веса воздушного судна. Поиск решения выполнен с применением численного интегрирования уравнений математической модели амортизатора и суррогатного метода глобальной оптимизации. Анализ полученных результатов показал возможность снижения нагрузки на шасси и конструкцию планера воздушного судна.

Ключевые слова: опора шасси, жидкостно-газовый амортизатор, математическая модель, профиль иглы, глобальная оптимизация, суррогатный метод

The gas-liquid damper is the main element in depreciation system of the aircraft landing gear. In this damper, the hydraulic resistance force to the rod motion depends on the working fluid flow rate through the plunger throttle hole, which area is regulated by a pin. If the passage hole area changes, the hydraulic resistance force also changes. Based on formulated criteria for the depreciation quality (energy intensity and dynamic coefficient), the problem of optimizing the pin profile was solved. To describe the damper operation, a mathematical model validated according to the landing gear testing results was used. Geometric parameters of the pin profile are described using the piecewise linear approximation or the cubic

spline. To solve the problem of multicriteria optimization, the objective function was used covering a wide range of the aircraft landing weights. The solution was found using numerical integration of the damper mathematical model equations and the global optimization surrogate model. Analysis of the obtained results showed the possibility of reducing the load on the aircraft landing gear and the airframe structure.

Keywords: landing gear, liquid-gas damper, mathematical model, pin profile, global optimization, surrogate method

Амортизационные системы, входящие в состав шасси современных пассажирских самолетов, содержат жидкостно-газовые амортизаторы (ЖГА) и колеса, оснащенные пневматическими шинами [1, 2]. При работе ЖГА энергия тратится на преодоление гидравлического сопротивления, вызванного перетеканием рабочей жидкости (РЖ) через дроссельные отверстия (ДО), и преобразуется в теплоту, которая рассеивается во внешнюю среду. Накопление энергии при обжати и ее отдача осуществляются за счет изменения объема газа [3]. Высокие показатели энергоемкости ЖГА сочетаются с его малой массой и небольшими габаритными размерами.

Конструктивная схема однокамерного ЖГА основной опоры шасси перспективного магистрального пассажирского самолета приведена на рис. 1, а. Основными элементами ЖГА являются стакан 4, шток 7 и плунжер 1. Шток в стакане центрирован подвижной 3 и непо-

движной 6 буксами (показаны условно) и разделяет внутреннюю полость стакана на две камеры — основную рабочую I и обратного хода II. В камере обратного хода между запле-чиками поршня установлено разрезное кольцо 5, обеспечивающее дополнительное торможение штока при его возврате в исходное положение.

На штоке однокамерного ЖГА установлена игла 2, представляющая собой трубку с отверстиями. При умеренных перемещениях штока протекание РЖ через ДО плунжера происходит через кольцевую протоку и отверстия в игле. При больших перемещениях эти отверстия перекрываются, что приводит к падению их эффективной площади и возрастанию демпфирования.

Таким образом, реализуется ступенчатый закон изменения площади ДО, что влияет на нагрузочную характеристику ЖГА (рис. 1, б). Когда отверстия в игле перекрываются (точ-

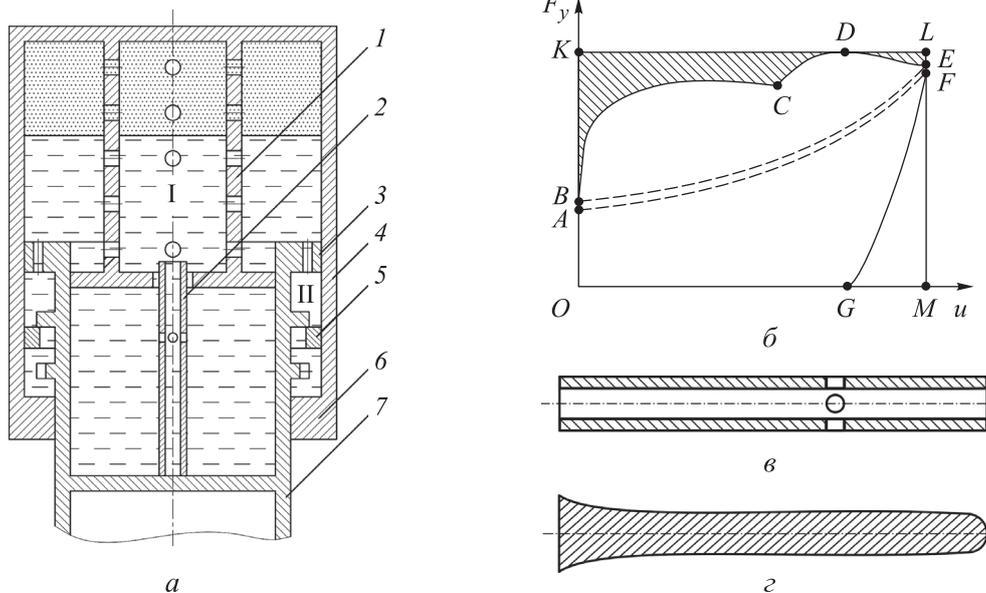


Рис. 1. Однокамерный ЖГА основной опоры шасси перспективного магистрального пассажирского самолета:

а — конструктивная схема ЖГА; б — его нагрузочная характеристика (OABCDE — прямой ход, EFGO — обратный ход, AF — статическая характеристика без учета сил трения, BE — статическая характеристика при прямом ходе с учетом сил трения); в и г — схемы исходной и оптимизированной конструкций иглы

ка C), вертикальная реакция претерпевает скачок (кривая CDE), что вызывает увеличение максимальной нагрузки (точка D) и снижение энергоемкости нагрузочной характеристики ЖГА как отношения площади кривой $OABCDEFGO$ к площади прямоугольника $OKLM$ за счет роста заштрихованных областей диаграммы $BKDCB$ и $DLED$.

Отметим, что уменьшение площади области $GFMG$ приводит к чрезмерному торможению штока при его возврате в исходное положение, что негативно отражается на работе ЖГА в условиях повторяющихся ударов [2, 4].

Указанные особенности работы ЖГА влияют на качество амортизации посадочных ударов и ресурсные характеристики опор шасси и конструкции планера. Поэтому существенное значение приобретает поиск оптимального закона изменения демпфирования в ЖГА, обеспечивающего наилучшее сочетание энергоемкости и коэффициента динамичности системы амортизации.

Расчетный закон изменения демпфирования в ЖГА пассивного типа [4], традиционно используемых в отечественных и зарубежных пассажирских самолетах, можно реализовать изменением площади ДО в плунжере путем замены полой иглы (рис. 1, *в*) на сплошную сложного профиля (рис. 1, *з*).

Помимо пассивных систем амортизации воздушных судов, не требующих наличия источника питания и автоматической системы управления, в последние 30 лет интенсивно развиваются методы проектирования и расчета активных и полупассивных систем амортизации самолета [5–7]. Несмотря на такие неоспоримые достоинства ЖГА, как независимость его характеристик от массы воздушного судна, активные системы в области пассажирского авиастроения пока распространены мало, что связано с увеличенной массой по сравнению с таковой у традиционных амортизаторов, высокой стоимостью и сравнительно небольшим ресурсом.

Ограниченные возможности пассивных систем амортизации, в частности искажение их характеристик при изменении массы амортизируемого груза, требуют тщательного моделирования на этапе проектирования и доводки конструкции систем амортизации шасси. Использование методов оптимизации позволяет снизить влияние посадочного веса самолета на качество амортизации путем разработки кон-

струкции амортизатора, применимой в широком диапазоне весовых конфигураций воздушного судна [8].

В Руководстве для конструкторов по проектированию самолетов [4] приведены рекомендации по настройке площади ДО путем повторяющихся копровых испытаний. Использование такого подхода требует большого накопленного опыта проектирования, интуиции, высоких временных и материальных затрат.

В монографии [9] предложена расчетно-графическая методика выбора закона изменения площади ДО для обеспечения заданных характеристик амортизации при посадке самолета. Однако эта методика не учитывает потери на трение в буксах и уплотнительных соединениях, которые в стойках телескопического типа могут быть значительными [3]. Отмечено, что выполненные расчеты являются весьма приближенными, их результаты требуют подтверждения путем копровых испытаний.

Помимо переменных площадей ДО плунжера и реализующих их конструктивных решений (в частности, установки иглы, обеспечивающей регулирование протока РЖ через отверстие), в ЖГА часто применяют плунжеры с отверстием постоянного диаметра [3]. В этом случае упрощается конструкция стойки, но уменьшается энергоемкость системы и увеличивается нагруженность [10]. Наилучший диаметр ДО подбирают путем натурных испытаний или расчета, в том числе с привлечением численных методов оптимизации [8].

В работах [11–13] последовательно развит подход, в основу которого положена оптимизация профиля иглы, аппроксимированного кусочно-линейными или кубическими законами изменения диаметра. В качестве целевой функции использован максимум временной реализации ускорения точки крепления стойки к самолету. С привлечением генетического алгоритма глобальной оптимизации проведена одно- [13] и многокритериальная оптимизация [12] на основе двух расчетных случаев с разными весовыми конфигурациями самолета.

В статье [14] рассмотрена задача синтеза структурной схемы перспективного амортизатора стойки шасси пассажирского самолета при посадочном ударе и последующем переходном процессе, целью которой являлось снижение нагруженности планера воздушного судна и динамического воздействия на экипаж. Целе-

вая функция объединяла три критерия — максимальную осевую силу в амортизаторе, отнесенную к весу, биомеханический критерий комфорта командира воздушного судна и коэффициент полноты нагрузочной характеристики амортизатора, характеризующий его энергоемкость. При оптимизации использованы алгоритмы нулевого порядка — симплекс-метод Нелдера–Мида и метод Хука–Дживса, позволяющие отыскать лишь локальный минимум целевой функции [15].

Выполним оптимизацию конструкции ЖГА основной опоры шасси перспективного пассажирского самолета в условиях ударного нагружения [16]. Математическую модель ЖГА построим методами аналитической механики с учетом моделей процессов политропного сжатия газа, сопротивления перетеканию РЖ через ДО и сухого трения в подвижных частях конструкции.

Цель работы — улучшение амортизации при посадке самолета путем изменения силы гидравлического сопротивления.

Математическая модель и методы исследования. Рассмотрим приближенную схему приземления самолета на две точки — левую и правую основные опоры шасси. Пренебрегая влиянием упругости планера воздушного судна и считая, что посадка выполняется идеально симметрично, можно перейти к расчетной схеме, изображенной на рис. 2. Аналогичную расчетную схему применяют при проведении виртуальных экспериментов, воспроизводящих условия копровых испытаний опор шасси [17, 18].

Точечная масса груза m , установленного в клетки копра, обозначена как 4. Она имеет вертикальную степень свободы y . Центр тяжести груза удален от оси колес на расстояние L_1 , измеряемое при полностью выдвинутом штоке.

В стакане 6 стойки шасси, расположенной под углом α , установлен шток 2, способный перемещаться в осевом направлении u и изгибаться в лобовом направлении, приобретая поперечное смещение v на оси колес. Осевые перемещения штока конструктивно ограничены так, чтобы препятствовать его выпадению из стакана стойки, т. е. $u \geq 0$. Шток центрирован в цилиндре с помощью подвижной 7 и неподвижной 3 бокс, расстояние между которыми равно b , а расстояние от оси колес до неподвижной буксы — a .

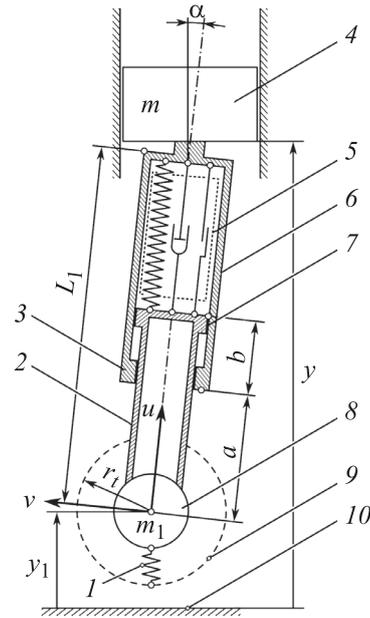


Рис. 2. Расчетная схема опоры шасси

Вязкоупругая связь 5, моделирующая реакцию рабочей камеры, создает полную восстанавливающую силу как сумму сил сжатия газа в камере низкого давления, сопротивления перетеканию РЖ через отверстия в плунжере и камере обратного хода, а также сухого трения.

Пара колес вместе с пневматическими шинами 9, приведенной массой штока и прочих подвижных частей составляет точечную массу m_1 , обозначенную как 8. Пневматические шины рассмотрены как упругая связь 1, создающая вертикальную и горизонтальную силы при обжатии на опорную поверхность 10. Положение колес характеризует угол φ . При приземлении на две точки угол установки стойки α остается практически неизменным, поэтому в расчетах как степень свободы не рассматривался.

Таким образом, математическая модель опоры шасси имеет четыре степени свободы — вертикальное перемещение точки крепления стойки y , осевое u и лобовое v перемещения оси колес, угол поворота колес φ .

Перечисленные степени свободы образуют вектор обобщенных координат

$$\{q\} = \{y \quad u \quad v \quad \varphi\}^T.$$

В работе [16] приведен подробный вывод уравнений математической модели опоры шасси, расчетная схема которой показана на рис. 2. Математическая модель валидирована по результатам натурных испытаний. Кратко представим основные соотношения.

В векторно-матричной форме система уравнений движения элементов стойки имеет вид

$$[M]\{\ddot{q}\} = \{Q\} - \{G\} - \{R\}. \quad (1)$$

Здесь $[M]$ — матрица масс системы; $\{Q\}$, $\{G\}$ и $\{R\}$ — вектор обобщенных сил, сил тяжести и реакций связей соответственно,

$$\begin{aligned} \{Q\} &= \{Q_y \quad Q_u \quad Q_v \quad Q_\varphi\}^T; \\ \{G\} &= \{(m+m_1)g \quad m_1g \cos \alpha \quad m_1g \sin \alpha \quad 0\}^T; \\ \{R\} &= \{0 \quad \kappa H(-u) \quad 0 \quad 0\}^T, \end{aligned}$$

где Q_y, Q_u, Q_v, Q_φ — компоненты вектора обобщенных сил; g — ускорение свободного падения; κ — параметр штрафа [19]; $H(-u)$ — функция Хевисайда.

Компоненты вектора обобщенных сил определяются следующими выражениями:

$$\begin{aligned} Q_y &= Y + F_y; \\ Q_u &= -F_g - F_h - F_{fr}^m - F_{fr}^b + F_y \cos \alpha - F_x \sin \alpha; \\ Q_v &= -k_1 v - d_1 \dot{v} + F_y \sin \alpha + F_x \cos \alpha; \\ Q_\varphi &= -(r_t - \eta) F_x. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь Y — разгрузка от действия подъемной силы; F_y — вертикальная реакция при обжатии пневматической шины, соответствующая модели В.Л. Бидермана [20]; F_g — сила сопротивления сжатию газа [2]; F_h — сила сопротивления перетеканию РЖ через проходное отверстие; F_{fr}^m и F_{fr}^b — сила сухого трения в манжетах [18] и буксах; F_x — сила трения скольжения беговой дорожки шины по опорной поверхности; k_1 и d_1 — жесткость штока и его коэффициент демпфирования; r_t — радиус пневматической шины; η — обжатие шины,

$$\eta = (r_t - y_1) H(r_t - y_1),$$

где y_1 — вертикальное перемещение оси колес,

$$y_1 = y - L_1 \cos \alpha + u \cos \alpha + v \sin \alpha.$$

В выражениях (2):

$$\begin{aligned} Y &= mgH(L_1 \cos \alpha + r_t - y); \\ F_y &= \eta^2 (c_1 + c_2 \eta / p_t)^{-1}; \\ F_g &= p_0 S (1 - u / u_{\max})^{-\chi}; \\ F_h &= 0,5 \zeta_h \rho S_h^3 f_h^{-2} \dot{u}^2 \operatorname{sign} \dot{u} - 0,5 \zeta_r \rho S_r^3 f_r^{-2} \dot{u}^2 H(-\dot{u}); \\ F_{fr}^m &= \mu_m F_g; \\ F_{fr}^b &= \mu_b k_1 |v| (2a + b - u)(b + u)^{-1} \operatorname{sign} \dot{u}; \\ F_x &= \mu_{\text{slip}} F_y, \end{aligned}$$

где c_1, c_2 — параметры модели; p_t — давление в шине; p_0 — зарядное давление ЖГА; S —

площадь, вычисленная по внутреннему диаметру стакана; u_{\max} — максимальное допустимое обжатие, χ — показатель политропы; $\zeta_h, \zeta_r, f_h, f_r$ и S_h, S_r — коэффициенты гидравлического сопротивления, площади проходных отверстий и сечений плунжера (с индексом « h ») и камеры обратного хода (с индексом « r ») соответственно; ρ — плотность РЖ; μ_m и μ_b — коэффициент трения в манжетах и буксах; μ_{slip} — коэффициент трения скольжения, зависящий от относительной скорости скольжения [21].

Площадь ДО в плунжере f_h регулирует игла (см. рис. 1, а). В модели ее действие описывается зависимостью $f_h = f_h(u)$ для исходной конструкции (см. рис. 1, в), имеющей кусочно-линейный характер:

$$f_h(u) = \begin{cases} f_1, & u \leq u_1, \\ f_1 + \frac{f_2 - f_1}{u_2 - u_1} (u - u_1), & u_1 < u \leq u_2, \\ f_2, & u \geq u_2, \end{cases}$$

где f_1 и f_2 — суммарные площади ДО (кольцевой протоки и отверстий в игле); u_1 и u_2 — обжатие, определяемое положением и диаметром отверстий в игле.

Введем закон изменения площади ДО для иглы, изображенной на рис. 1, г. Так как предлагаемая игла является телом вращения, математическому описанию подлежит лишь форма ее образующей (профиля). Разбив осевую линию иглы длиной l_p на n равноотстоящих точек с шагом $h = l_p / (n - 1)$, воспользуемся двумя видами описания профиля (рис. 3).

Аппроксимация кубическим сплайном (рис. 3, а) позволяет представить профиль в виде гладкой кривой, задаваясь в точках разбиения лишь значениями диаметра. На каждом участке между точками k и $k + 1$ введена безразмерная координата $s = (z - z_k) / h, s \in [0, 1]$. Профиль на этом участке имеет вид [22]

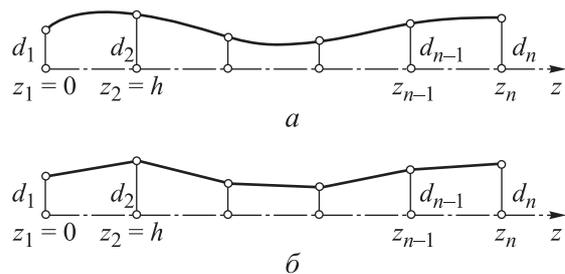


Рис. 3. Схемы профиля иглы в виде кубического сплайна (а) и кусочно-линейной функции (б)

$$d(z) = N_1(s)d_k + N_2(s)\delta_k + N_3(s)d_{k+1} + N_4(s)\delta_{k+1}, \quad (3)$$

где $N_1 \dots N_4$ — полиномы Эрмита; δ_k и δ_{k+1} — значения тангенсов угла наклона профиля в точках z_k и z_{k+1} ; углы наклона профиля не варьируют, а подбирают из условий C^2 -гладкости профиля во всех точках и C^3 -гладкости в точках z_2 и z_{k-1} (not-a-knot spline) [22].

В выражении (3):

$$N_1 = 1 - 3s^2 + 2s^3; \quad N_2 = (s - 2s^2 + s^3)h;$$

$$N_3 = 3s^2 - 2s^3; \quad N_4 = (-s^2 + s^3)h.$$

Кусочно-линейное представление профиля (рис. 3, б) на участке между точками k и $k+1$ имеет вид

$$d(z) = d_k + (d_{k+1} - d_k)s$$

и является обыкновенной формулой линейной интерполяции.

Закон изменения площади сечения ДО при обжатию штока

$$f_h = f_0 - 0,25\pi d^2(z),$$

где f_0 — площадь полностью открытого ДО.

Для оценки качества амортизации необходимо ввести целевую функцию, учитывающую способность системы к рассеиванию энергии удара и уменьшению динамических нагрузок. Важно, чтобы выбранный критерий охватывал широкий диапазон посадочных конфигураций самолета. Предлагается следующий критерий качества амортизации:

$$\Psi = \sum_{i=1}^N (-\omega_{1i}\Gamma_{1i} + \omega_{2i}\Gamma_{2i}). \quad (4)$$

Здесь N — количество расчетных случаев с соответствующими посадочными весами самолета $m_i g$; ω_{1i} , ω_{2i} — весовые коэффициенты i -го расчетного случая; Γ_{1i} — коэффициент динамичности системы амортизации i -го расчетного случая, $\Gamma_{1i} = \max[F_{yi}]/m_i g$; Γ_{2i} — коэффициент полноты диаграммы «сила — обжатие» [4] i -го расчетного случая, показывающий близость нагрузочной характеристики ЖГА к идеальной прямоугольной,

$$\Gamma_{2i} = \int_0^{t_1} F_{yi} u_i dt / (\max[F_{yi}] \max[u_i]),$$

где t_1 — время первого удара; t — текущее время, по которому выполняется интегрирование.

Коэффициенты Γ_{1i} и Γ_{2i} вычисляют для каждого i -го расчетного случая, а вклад каждо-

го коэффициента в общий критерий регулируется весовыми коэффициентами ω_{1i} и ω_{2i} . Коэффициент динамичности системы амортизации Γ_{1i} взят с отрицательным знаком, так как подлежит минимизации.

Построение целевой функции выполнено для трех расчетных случаев посадочной массы самолета $M = 54, 68$ и 85 т, на основе которых выбраны значения точечной массы груза m (см. рис. 2). Для основной опоры шасси их принимают приблизительно равными половине посадочной массы самолета, т. е. $m = 0,5M$ [10].

Согласно Авиационным правилам АП-25 [23], приведенную вертикальную составляющую скорости самолета при посадке определяют по формуле

$$V_y = 0,95(V_V + \alpha_{rw}V_x),$$

где V_V — вертикальная составляющая скорости в момент удара, $V_V = 1,5$ м/с; α_{rw} — расчетное значение местного встречного уклона взлетно-посадочной полосы в зоне приземления, для искусственных покрытий $\alpha_{rw} = 0,025$; V_x — горизонтальная посадочная скорость, известная для самолета.

Систему уравнений (1) с учетом соотношений (2) приводят к стандартному виду задачи Коши

$$\frac{d\mathbf{Z}}{dt} = F(t, \mathbf{Z}, \mathbf{X}),$$

где \mathbf{Z} и \mathbf{X} — вектор искоемых переменных и варьируемых параметров,

$$\mathbf{Z} = \{y \quad u \quad v \quad \dot{y} \quad \dot{u} \quad \dot{v} \quad \phi\}^T.$$

Ввиду того, что обобщенная координата ϕ , определяющая угловое положение колес стойки, является циклической, итоговый порядок системы можно снизить до семи [24]. По заданным параметрам m , V_x и V_y вычисляют начальные условия задачи:

$$\{Z_0\}^T = \{L_1 \cos \alpha + r_t \quad 0 \quad 0 \quad \sqrt{2A/(m+m_1)} \quad 0 \quad 0 \quad \phi_0\}^T,$$

где A — энергия удара, $A = 0,5mV_y^2$.

Постановка задачи оптимизации имеет вид

$$\begin{cases} \Psi(\mathbf{X}) \rightarrow \max; \\ \mathbf{X} \in \mathbb{R}^{n+1} \setminus x_i^{\min} \leq x_i \leq x_i^{\max}, \quad i = \overline{1, n+1}, \end{cases} \quad (5)$$

где \mathbf{X} — вектор варьируемых параметров размера $(n+1) \times 1$, в который помимо диаметров,

определяющих форму профиля, включено зарядное давление газа в ЖГА p_0 , $\mathbf{X} = \{p_0 \ d_1 \ d_2 \ \dots \ d_n\}^T$; x_i^{\min}, x_i^{\max} — величины, определяющие границы поиска оптимального решения.

Задачу (5) решают так называемым суррогатным методом численной оптимизации встроенными средствами программного пакета MATLAB. В основу этого метода положена замена (аппроксимация) исходной целевой функции ее суррогатной моделью, глобальный минимум которой можно найти значительно быстрее [25].

Построение модели выполняют на основе линейной комбинации радиальных базисных функций [26]. В качестве набора исходных данных используют результаты численного моделирования для случайно выбранных наборов параметров из области поиска $x_i^{\min} \leq x_i \leq x_i^{\max}$, $i = 1, n+1$.

По сравнению с классическими методами поиска глобального минимума (такими как генетический метод и метод роя частиц), суррогатный метод требует значительно меньшее число вычислений целевой функции (4). Так как для расчета критерия качества амортизации Ψ нуждается в численном интегрировании сложной системы дифференциальных уравнений (2), уменьшение числа обращений к Ψ значительно снижает время поиска минимума. Для ускорения расчетов также используют параллельные вычисления.

Результаты и обсуждение. Оптимизацию профиля иглы выполняли для двух способов описания ее геометрических характеристик. Для кубического сплайна использовали пять точек по длине, для кусочно-линейной аппроксима-

ции — десять. При увеличении числа точек решение в обоих случаях переставало уточняться, и профиль иглы приобретал волнообразный характер.

Результаты расчетов приведены в таблице, где Δ — относительное изменение параметров при сравнении оптимизированной и исходной конструкции.

Как следует из таблицы, по сравнению с исходной конструкцией для каждого способа профилирования иглы по всем расчетным случаям удалось добиться улучшения качества амортизации путем снижения коэффициента динамичности и повышения энергоемкости нагрузочной характеристики ЖГА. Подбор весовых коэффициентов позволил достичь наибольшего прироста качества амортизации для расчетного случая, соответствующего наиболее ожидаемой коммерческой нагрузке воздушного судна

Результаты, полученные с использованием кусочно-линейной аппроксимации профиля иглы, весьма близки к показателям, достигнутым с помощью кубического сплайна. Оптимальному решению также соответствует сниженное на 9,1 % зарядное давление газа в ЖГА.

Результаты численного интегрирования исходной и оптимизированной конструкций ЖГА при посадочной массе самолета $M = 54, 68$ и 85 т приведены на рис. 4. Исходный и оптимизированные законы изменения площади сечения ДО в плунжере ЖГА и соответствующие им профили иглы показаны на рис. 4, а и б. Отметим, что наибольшее различие между данными, полученными с использованием кубического сплайна и кусочно-линейной аппроксимации профиля иглы наблюдается на начальном и конечном участках профиля. Сле-

Результаты оптимизации профиля иглы ЖГА

Параметр	Значение	Δ , %	Параметр	Значение	Δ , %
<i>При аппроксимации кубическим сплайном</i>			<i>При кусочно-линейной аппроксимации</i>		
Γ_{11}	1,298/1,276	-1,680	Γ_{11}	1,298/1,284	-1,078
Γ_{21}	0,863/0,867	0,765	Γ_{21}	0,863/0,871	0,927
Γ_{12}	1,189/1,090	-8,318	Γ_{12}	1,189/1,084	-8,915
Γ_{22}	0,803/0,870	8,317	Γ_{22}	0,803/0,882	9,838
Γ_{13}	0,806/0,771	-4,366	Γ_{13}	0,806/0,766	-4,964
Γ_{23}	0,767/0,783	2,244	Γ_{23}	0,767/0,795	3,651

Примечание. В числителе дроби указаны значения для исходной конструкции иглы, в знаменателе — для оптимизированной.

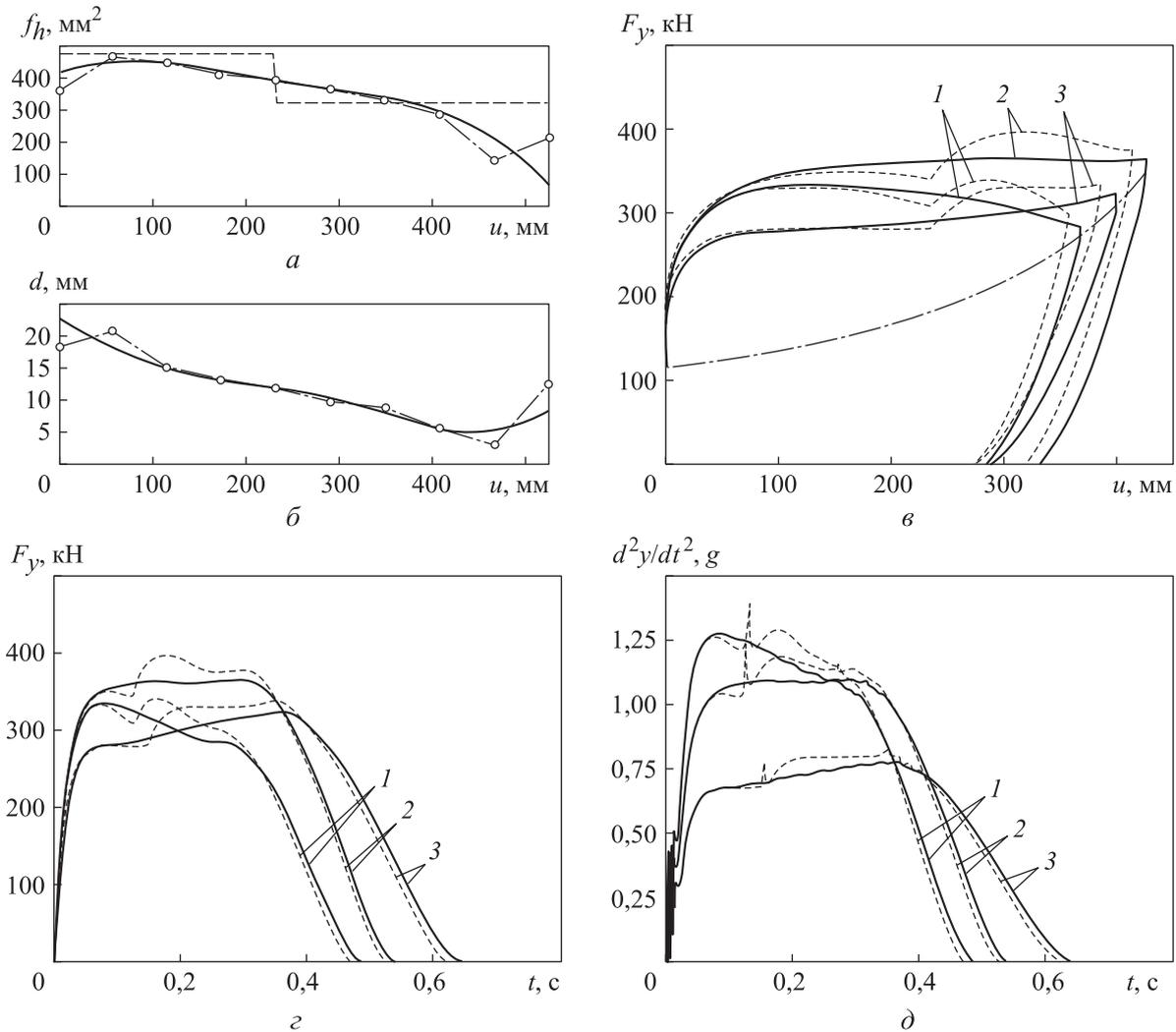


Рис. 4. Результаты численного интегрирования исходной (штриховые кривые) и оптимизированной кубическим сплайном (сплошные кривые) и кусочно-линейной аппроксимацией (штрихпунктирные кривые) конструкций ЖГА при посадочной массе самолета $M = 54$ (1), 68 (2) и 85 т (3):
 а и б — законы изменения площади поперечного сечения ДО f_h и диаметра иглы d при обжатию штока;
 в — нагрузочные характеристики ЖГА; г — временные реализации вертикальной реакции; д — временные реализации ускорения груза (перегрузки)

довательно, для дальнейшего уточнения полученных результатов можно использовать неравномерные шаги разбиения по оси иглы, сгущая их на концах образующей.

Нагрузочные характеристики ЖГА с исходной и оптимизированной конструкциями иглы в условиях нагружения тремя расчетными случаями посадки приведены на рис. 4, в. По результатам оптимизации форма нагрузочных характеристик была сглажена, увеличены площади образованных ими гистерезисных петель при одновременном снижении максимальной нагрузки.

Заметим, что на обратном ходе не отмечено излишнего торможения штока, что отслежено

по временным реализациям вертикальной реакции F_y (рис. 4, г).

Анализ результатов расчета показывает, что применение оптимизированной иглы в ЖГА положительно влияет на ускорения в центре тяжести самолета, снижая пиковые перегрузки при ударе (рис. 4, д).

Выводы

1. На основе математической модели ЖГА основной опоры пассажирского самолета, валидированной по результатам натурных испытаний, выполнена оптимизация профиля иглы, регулирующей поток РЖ через ДО в плунжере.

Критерий качества амортизации, положенный в основу целевой функции задачи оптимизации, охватывал широкий диапазон посадочных конфигураций воздушного судна и основывался на коэффициентах полноты диаграммы амортизатора и динамичности системы. Поиск оптимального решения выполнен суррогатным методом глобальной оптимизации и был ускорен привлечением параллельных компьютерных вычислений.

2. Полученные результаты свидетельствуют о возможности улучшения уровня комфорта пассажиров и экипажа, а также снижения

нагруженности конструкции, что повлечет за собой улучшение ресурсных характеристик воздушного судна. Отмечено, что дальнейшее уточнение формы профиля можно выполнить путем сгущения точек разбиения образующей по краям иглы. Однако увеличение числа варьируемых параметров связано не только с возрастающей вычислительной сложностью задачи, но и с появлением волнообразности профиля, негативно отражающейся на форме нагрузочных характеристик ЖГА и технологической доступности изготовления иглы.

Литература

- [1] Житомирский Г.И. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 2018. 416 с.
- [2] Кондрашов Н.А. *Проектирование убирающихся шасси самолетов*. Москва, Инновационное машиностроение, 1991. 221 с.
- [3] Белоус А.А. Методы расчета масляно-пневматической амортизации шасси самолетов. *Труды ЦАГИ*, 1947, № 622, с. 1–104.
- [4] Krüger W. Design and simulation of semi-active landing gears for transport aircraft. *Mech. Struct. Mach.*, 2002, vol. 30, no. 4, pp. 493–526, doi: <https://doi.org/10.1081/SME-120015074>
- [5] Дмитриев В.М., Дмитриева М.В. *Руководство для конструкторов по проектированию самолетов*. Т. 3. Кн. 6. Вып. 1. Москва, ЦАГИ, 1979. 160 с.
- [6] Zagidulin A.R., Podruchin E.G. Aircraft landing gear with electromagnetic damper. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2021, vol. 1019, art. 012069, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1019/1/012069>
- [7] Sivaprakasam S., Baskaran S. Formulation of seven degree of freedom state space model of aircraft with active landing gear. *AIP Conf. Proc.*, 2022, vol. 2516, no. 1, art. 030002, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0108428>
- [8] Venkatesan C. Optimization of an oleo-pneumatic shock absorber of an aircraft during landing. *J. Aircraft*, 1977, vol. 14, no. 8, pp. 822–823, doi: <https://doi.org/10.2514/3.44619>
- [9] Одинокоев Ю.Г. *Расчет самолета на прочность*. Москва, Машиностроение, 1973. 392 с.
- [10] Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. *Конструкция и прочность самолетов*. Киев, Вища школа, 1978. 487 с.
- [11] Shi F., Tanigawa N., Koganei R. et al. Optimum trade-off charts considering mass variation for the design of semi-active and passive shock absorbers for landing gear. *J. Adv. Mech. Des. Syst. Manuf.*, 2016, vol. 10, no. 1, art. JAMDSM0005, doi: <https://doi.org/10.1299/jamdsm.2016jamdsm0005>
- [12] Shi F. Multi-objective optimization of passive shock absorber for landing gear. *Am. J. Mech. Eng.*, 2019, vol. 7, no. 2, pp. 79–86, doi: <https://doi.org/10.12691/ajme-7-2-4>
- [13] Shi F., Dean W.I.A., Suyama T. Single-objective optimization of passive shock absorber for landing gear. *Am. J. Mech. Eng.*, 2019, vol. 7, no. 3, pp. 107–115, doi: <https://doi.org/10.12691/ajme-7-3-1>
- [14] Stachiw T., Khoulfi F., Langlois R.G. et al. Landing gear mechanical network synthesis for improving comfort at landing considering aircraft flexibility. *J. Aircraft*, 2021, vol. 58, no. 6, pp. 1–29, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C035921>
- [15] Химмельблау Д. *Прикладное нелинейное программирование*. Москва, Мир, 1975. 534 с.
- [16] Никитин Е.А., Белкин А.Е. Моделирование копровых испытаний опор шасси пассажирского самолета. *МИКМУС-2022*. Москва, 2022, с. 137–144.
- [17] Кручинин М.М., Кузьмин Д.А. Математическое моделирование копровых испытаний шасси вертолета. *Труды МАИ*, 2017, № 92. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=77093>

- [18] Подружин Е.Г., Загидулин А.Р., Шинкарев Д.А. Моделирование копровых испытаний опоры шасси магистрального самолета. *Вестник МАИ*, 2021, т. 28, № 4, с. 106–117, doi: <https://doi.org/10.34759/vst-2021-4-106-117>
- [19] Geradin M., Cardona A. *Flexible multibody dynamics*. Wiley, 2001. 344 p.
- [20] Бидерман В.Л., ред. *Автомобильные шины*. Москва, Госхимиздат, 1963. 383 с.
- [21] Clover C.L., Bernard J.E. Longitudinal tire dynamics. *Veh. Syst. Dyn.*, 1998, vol. 29, no. 4, pp. 231–259, doi: <https://doi.org/10.1080/00423119808969374>
- [22] de Boor C. *A practical guide to splines*. Springer, 1978. 392 p.
- [23] *Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории*. Межгосударственный авиационный комитет, 2015. 290 с.
- [24] Журавлев В.Ф. *Основы теоретической механики*. Москва, Физматлит, 2008. 304 с.
- [25] Jiang P., Zhou Q., Shao X. Surrogate model-based engineering design and optimization. *Springer*, 2020. 240 p.
- [26] Gutmann H.-M. A radial basis function method for global optimization. *J. Glob. Optim.*, 2001, vol. 19, no. 3, pp. 201–227, doi: <https://doi.org/10.1023/A:1011255519438>

References

- [1] Zhitomirskiy G.I. *Konstruktsiya samoletov* [Aircraft design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2018. 416 p. (In Russ.).
- [2] Kondrashov N.A. *Proektirovanie ubirayushchikhsya shassi samoletov* [Designing retractable aircraft landing gear]. Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie Publ., 1991. 221 p. (In Russ.).
- [3] Belous A.A. Methods for calculating oil-pneumatic depreciation of aircraft landing gear. *Trudy TsAGI*, 1947, no. 622, pp. 1–104. (In Russ.).
- [4] Krüger W. Design and simulation of semi-active landing gears for transport aircraft. *Mech. Struct. Mach.*, 2002, vol. 30, no. 4, pp. 493–526, doi: <https://doi.org/10.1081/SME-120015074>
- [5] Dmitriev V.M., Dmitrieva M.V. *Rukovodstvo dlya konstruktorov po proektirovaniyu samoletov*. T. 3. Kn. 6. Vyp. 1 [Handbook for designers on aircraft design. T. 3. Vol. 6. Iss. 1]. Moscow, TsAGI Publ., 1979. 160 p. (In Russ.).
- [6] Zagidulin A.R., Podrzhin E.G. Aircraft landing gear with electromagnetic damper. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2021, vol. 1019, art. 012069, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1019/1/012069>
- [7] Sivaprakasam S., Baskaran S. Formulation of seven degree of freedom state space model of aircraft with active landing gear. *AIP Conf. Proc.*, 2022, vol. 2516, no. 1, art. 030002, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0108428>
- [8] Venkatesan C. Optimization of an oleo-pneumatic shock absorber of an aircraft during landing. *J. Aircraft*, 1977, vol. 14, no. 8, pp. 822–823, doi: <https://doi.org/10.2514/3.44619>
- [9] Odinokov Yu.G. *Raschet samoleta na prochnost* [Calculation of aircraft for strength]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1973. 392 p. (In Russ.).
- [10] Zaytsev V.N., Rudakov V.L. *Konstruktsiya i prochnost samoletov* [Design and strength of aircraft]. Kiev, Vishcha shkola Publ., 1978. 487 p. (In Russ.).
- [11] Shi F., Tanigawa N., Koganei R. et al. Optimum trade-off charts considering mass variation for the design of semi-active and passive shock absorbers for landing gear. *J. Adv. Mech. Des. Syst. Manuf.*, 2016, vol. 10, no. 1, art. JAMDMSM0005, doi: <https://doi.org/10.1299/jamdsm.2016jamdsm0005>
- [12] Shi F. Multi-objective optimization of passive shock absorber for landing gear. *Am. J. Mech. Eng.*, 2019, vol. 7, no. 2, pp. 79–86, doi: <https://doi.org/10.12691/ajme-7-2-4>
- [13] Shi F., Dean W.I.A., Suyama T. Single-objective optimization of passive shock absorber for landing gear. *Am. J. Mech. Eng.*, 2019, vol. 7, no. 3, pp. 107–115, doi: <https://doi.org/10.12691/ajme-7-3-1>
- [14] Stachiw T., Khoulis F., Langlois R.G. et al. Landing gear mechanical network synthesis for improving comfort at landing considering aircraft flexibility. *J. Aircraft*, 2021, vol. 58, no. 6, pp. 1–29, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C035921>
- [15] Himmelblau D.M. *Applied nonlinear programming*. McGraw-Hill, 1972. 498 p. (Russ. ed.: *Prikladnoe nelineynoe programmirovaniye*. Moscow, Mir Publ., 1975. 534 p.)

- [16] Nikitin E.A., Belkin A.E. Simulation of pilot testing of passenger aircraft landing gear legs. *MIKMUS-2022*. Moscow, 2022, pp. 137–144. (In Russ.).
- [17] Kruchinin M.M., Kuzmin D.A. Helicopter chassis drop tests mathematical modeling. *Trudy MAI*, 2017, no. 92. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=77093> (in Russ.).
- [18] Podrzhin E.G., Zagidulin A.R., Shinkarev D.A. Drop testing simulation of the mainline aircraft landing gear. *Vestnik MAI [Aerospace MAI Journal]*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 106–117, doi: <https://doi.org/10.34759/vst-2021-4-106-117> (in Russ.).
- [19] Geradin M., Cardona A. *Flexible multibody dynamics*. Wiley, 2001. 344 p.
- [20] Biderman V.L., ed. *Avtomobilnye shiny [Car tyres]*. Moscow, Goskhimizdat Publ., 1963. 383 p. (In Russ.).
- [21] Clover C.L., Bernard J.E. Longitudinal tire dynamics. *Veh. Syst. Dyn.*, 1998, vol. 29, no. 4, pp. 231–259, doi: <https://doi.org/10.1080/00423119808969374>
- [22] de Boor C. *A practical guide to splines*. Springer, 1978. 392 p.
- [23] *Aviatsionnyye pravila. Ch. 25. Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii*. [Aviation Rules. Part 25. Airworthiness standards for transport category aircraft]. Mezhsosudarstvennyy aviatsionnyy komitet publ., 2009. 290 p.
- [24] Zhuravlev V.F. *Osnovy teoreticheskoy mekhaniki [Fundamentals of theoretic mechanics]*. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008. 304 p. (In Russ.).
- [25] Jiang P., Zhou Q., Shao X. Surrogate model-based engineering design and optimization. *Springer*, 2020. 240 p.
- [26] Gutmann H.-M. A radial basis function method for global optimization. *J. Glob. Optim.*, 2001, vol. 19, no. 3, pp. 201–227, doi: <https://doi.org/10.1023/A:1011255519438>

Статья поступила в редакцию 10.05.2023

Информация об авторах

НИКИТИН Егор Александрович — аспирант, ассистент кафедры «Прикладная механика». МГТУ им. Н.Э. Баумана; ведущий инженер-конструктор. ПАО «Яковлев» (125315, Москва, Российская Федерация, Ленинградский проспект, д. 68, e-mail: nikitin@bmstu.ru).

БЕЛКИН Александр Ефимович — доктор технических наук, профессор кафедры «Прикладная механика». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: aefbelkin@bmstu.ru).

Information about the authors

NIKITIN Egor Aleksandrovich — Postgraduate, Assistant Lecturer, Department of Applied Mechanics. Bauman Moscow State Technical University; Lead Design Engineer. PJSC Yakovlev (125315, Moscow, Russian Federation, Leningradsky Prospekt, Bldg. 68, e-mail: nikitin@bmstu.ru).

BELKIN Alexander Efimovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Applied Mechanics. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: aefbelkin@bmstu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Никитин Е.А., Белкин А.Е. Оптимизация профиля иглы жидкостно-газового амортизатора опоры шасси самолета. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 9, с. 3–13, doi: [10.18698/0536-1044-2023-9-3-13](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-9-3-13)

Please cite this article in English as:

Nikitin E.A., Belkin A.E. Optimization of the gas-liquid damper pin in the aircraft landing gear. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 9, pp. 3–13, doi: [10.18698/0536-1044-2023-9-3-13](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-9-3-13)