

УДК 004.942

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-16-25

Способ определения посадочных характеристик самолета путем имитационного моделирования

П.С. Костин¹, С.В. Дедов¹, Д.В. Гоцев¹, В.В. Вышинский²

¹Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

²Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия

Аннотация: В статье рассматривается способ определения посадочных характеристик самолета, основной из которых является длина пробега, в зависимости от типа и давления зарядки авиационных колес, состояния поверхности взлетно-посадочной полосы, массы самолета, наличия тормозных парашютов. Представленные результаты получены путем имитационного моделирования пространственного движения самолета на режиме «посадка». Модель динамики движения самолета включает модули расчета кинематических параметров движения самолета, тяги двигателя, опорных реакций шасси, тормозных усилий в тормозах колес и тормозных парашютах. Адекватность и достоверность разработанной модели движения самолета подтверждена путем сравнения значений кинематических параметров движения, полученных в результате имитационного моделирования, и параметров, полученных из реального полета маневренного самолета. Разработанная имитационная модель позволяет анализировать изменение кинематических параметров движения самолета, определяющих режим его полета. По результатам проведенного исследования было определено, что уменьшение почти в два раза нормального эксплуатационного давления в основных колесах шасси уменьшает длину пробега самолета больше чем на сорок процентов. Установка колес КТ-163Д вместо КТ-251А сокращает длину пробега примерно в полтора раза, использование тормозных парашютов сокращает длину пробега самолета почти в два раза при посадке на обледеневшую взлетно-посадочную полосу. Представленный способ рекомендуется использовать при исследовании посадочных характеристик самолета при его проектировании или модернизации. Также предлагается интегрировать разработанный способ определения посадочных характеристик в состав информационно-управляющей системы самолета в целях оперативного определения посадочных характеристик самолета в режиме реального времени в полете в конкретных условиях полета.

Ключевые слова: имитационное моделирование, посадка, длина пробега, алгоритм управления, шасси самолета, посадочные характеристики самолета.

Для цитирования: Костин П.С. Способ определения посадочных характеристик самолета путем имитационного моделирования / П.С. Костин, С.В. Дедов, Д.В. Гоцев, В.В. Вышинский // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 16–25. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-16-25

Method for determining of aircraft landing performance by the simulation modeling

P.S. Kostin¹, S.V. Dedov¹, D.V. Gotsev¹, V.V. Vishinsky²

¹Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", Voronezh, Russia

²Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Russia

Abstract: The paper considers the method for determining of aircraft landing performance, the basic of which is landing roll depending on the type and tire inflation pressure, runway surface condition, aircraft weight, availability of brake parachutes. The given results are received by the simulation modeling of aircraft spatial movement on a landing mode. The model of aircraft dynamics includes modules of aircraft movement kinematic parameters calculation, engine thrust, landing gear ground reaction, retarding force in wheel brakes and brake parachutes. Adequacy and reliability of the designed model of aircraft movement is confirmed by comparison of values of movement kinematic parameters obtained as a result of simulation modeling, and the parameters received from a real flight of the maneuverable aircraft. The designed simulation model allows us to analyze change of

aircraft movement kinematic parameters, defining its flight mode. By the results of the conducted study, it has been defined that halving of normal operational pressure in MLG wheels decreases aircraft landing roll by over forty per cent. Installation of KT-163D wheels instead of KT-251A reduces landing roll by approximately a factor of one and a half times, use of brake parachutes reduces aircraft landing roll almost twice at landing on an icy runway. The introduced method is recommended to be used while studying aircraft landing performance during its design or modernization. It is also suggested to integrate the designed method for determining landing performance as a part of on-board information and control system with the view of immediate aircraft landing performance determination in real-time operation in specific flight conditions.

Key words: simulation modeling, landing, landing roll, control algorithm, aircraft landing gear, aircraft landing performance.

For citation: Kostin, P.S., Dedov, S.V., Gotsev, D.V. & Vishinsky, V.V. (2022). Method for determining of aircraft landing performance by the simulation modeling. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 3, pp. 16–25. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-16-25

Введение

Проведение натурных летных экспериментов для определения характеристик самолета является сложным, дорогим и небезопасным. На современном этапе развития науки и техники, в связи с интенсивным развитием цифровых вычислителей, для определения характеристик самолета необходимо применение имитационного моделирования [1, 2].

С учетом того, что один из наиболее опасных режимов движения самолета – это посадка, отличительными особенностями которой являются движение самолета с большой скоростью вблизи земной поверхности и существенное влияние различных факторов (таких как масса самолета, аэродинамическая конфигурация, турбулентность атмосферы, условия видимости, состояние поверхности взлетно-посадочной полосы (ВПП) и др.) на траекторию движения самолета, было решено разработать имитационную модель движения самолета на посадке, учитывающую изменение различных внешних и эксплуатационных факторов, влияющих на посадочные характеристики.

Описание модели продольного движения самолета и имитационного моделирования посадки

Для исследования посадки самолета в программном комплексе Matlab Simulink была разработана математическая модель (систе-

ма 1) продольного движения самолета [3, 4], имеющего схожие аэродинамические, геометрические, массовые и инерционные характеристики с самолетом Як-130 [5].

$$\begin{aligned}\frac{dV_x}{dt} &= \omega_z V_y + \frac{1}{m} [R_x - mg \sin \vartheta], \\ \frac{dV_y}{dt} &= -\omega_z V_x + \frac{1}{m} [R_y - mg \cos \vartheta], \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{1}{I_z} M_{R_z}, \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z, \\ \frac{dH}{dt} &= V_x \sin \vartheta + V_y \cos \vartheta, \\ \frac{dL}{dt} &= V_x \cos \vartheta - V_y \sin \vartheta, \\ V &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2}, \\ \alpha &= -\arctg \frac{V_x}{V_y},\end{aligned}\tag{1}$$

где V_x , V_y – составляющие воздушной скорости V по осям связанной системы координат, ω_z – скорость тангажа, ϑ – угол тангажа, H – высота, L – дальность, m – масса самолета, R_x , R_y – продольная и нормальная силы, M_{R_z} – момент тангажа, g – ускорение свободного падения, α – угол атаки.

Моделирование движения самолета на режиме «посадка» выполнялось в следующей последовательности [6].

1. Началом моделирования полета являлось окончание 4-го разворота над аэродромом на удалении от торца ВПП 16 000 м с заданной скоростью полета $V_3 = 95 \text{ м/с}$. Так как летчик в процессе выполнения 4-го разворота может допустить ошибку в выдерживании заданной высоты полета, в разработанном алгоритме имитационного моделирования начальная высота полета задавалась случайным образом с математическим ожиданием, равным заданной высоте полета, и со средним квадратическим отклонением 30 м.

2. Устранение рассогласования по высоте с дальнейшим полетом по заданному углу наклона траектории до дальнего приводного радиомаяка (ДПРМ). Скорость полета на этом участке $V = 83...97 \text{ м/с}$. Пролет над ДПРМ осуществляется на высоте 200 м и с удалением от торца ВПП 4 000 м.

3. Полет от ДПРМ до ближнего приводного радиомаяка (БПРМ) характеризуется дальнейшим снижением высоты и скорости полета, при этом пролет над БПРМ происходит на удалении 1 000 м от торца ВПП и высоте 50 м.

4. На завершающем этапе посадки летчик снижает вертикальную скорость, а также режим работы двигателей, что приводит к росту угла атаки. На высотах 7...5 м над ВПП летчик совершает «выравнивание», момент касания основных стоек определяется по скачкообразному изменению нормальной перегрузки.

Для моделирования заданного продольного движения самолета при посадке были разработаны алгоритмы управления¹ [7]. Алгоритм управления, обеспечивающий движение самолета по глиссаде до пролета БПРМ [8, 9], отклоняет стабилизатор по следующему закону:

$$\varphi_{cm} = k_n (H - H_3) + k_{\Delta \dot{H}} \Delta \dot{H} + k_{\omega_z} \omega_z + k_f \int (H - H_3) \cdot dt, \quad (2)$$

где φ_{cm} – угол отклонения стабилизатора, k_n , $k_{\Delta \dot{H}}$, k_{ω_z} , k_f – коэффициенты усиления, H , H_3 – действительное и заданное значения высоты. H_3 определялась, в зависимости от удаления от торца ВПП, как высота, лежащая на наклонной прямой, соединяющей точки воздушного пространства: высоту 800 м

(удаление 16 км) и высоту 200 м (удаление 4 км) вдоль оси ВПП.

При дальнейшем снижении после пролета над БПРМ вертикальную скорость необходимо уменьшать для исключения превышения заданных ограничений [10, 11]. Алгоритм управления стабилизатором самолета после пролета БПРМ следующий:

$$\varphi_{cm} = k_{V_{y_g}} (V_{y_g} - V_{y_{g_3}}) + k_{\dot{V}_{y_g}} \dot{V}_{y_g} + k_{\omega_z} \omega_z + k_f \int (V_{y_g} - V_{y_{g_3}}) \cdot dt, \quad (3)$$

где V_{y_g} , $V_{y_{g_3}}$ – действительное и заданное значения вертикальной земной скорости, $k_{V_{y_g}}$, $k_{\dot{V}_{y_g}}$, k_{ω_z} , k_f – коэффициенты усиления.

$V_{y_{g_3}} = 4 \text{ м/с}$ – при $H > 7 \text{ м}$,
 $V_{y_{g_3}} = 0,59 \cdot H$ – при $H \leq 7 \text{ м}$.

Алгоритм управления силовой установкой отклоняет рычаг управления двигателем [12] по закону

$$\alpha_{pyo} = k_V (V_3 - V) + k_{\dot{V}} \dot{V} + k_{\omega_z} \omega_z + k_f \int (V_3 - V) \cdot dt, \quad (4)$$

¹ Самолет Як-130. Руководство по летной эксплуатации. Информация для экипажа. Подготовка и выполнение полета. М.: ОАО «Корпорация «Иркут», 2012. 474 с.

где α_{pyd} – угол установки лимба рычага управления двигателем, k_V , $k_{\dot{V}}$, k_{ω_z} , $k_{\dot{\omega}_z}$ – коэффициенты усиления, V_z , V – заданная и текущая скорости полета.

Важной летно-технической характеристикой самолета является длина его пробега, для ее определения в модель динамики движения самолета интегрированы модели шасси, тормоза колеса, тормозных парашютов.

Для реализации работы шасси в Matlab Simulink была разработана модель, определяющая реакции опор и моменты, возникающие от них в процессе пробега самолета по ВПП [13]. В модели реакции опор шасси самолета представлено в виде двух составляющих: демпфирующей и упругой, которые формализуются в виде

$$R_w = k_{\dot{h}} \dot{h} + k_{\Delta h} \Delta h, \quad (5)$$

где R_w – реакция опоры, $k_{\dot{h}}$ – коэффициент демпфирования амортизатора, $\dot{h}$ – скорость обжатия амортизатора, $k_{\Delta h}$ – коэффициент упругости амортизатора, Δh – обжатие амортизатора.

Коэффициенты усиления, входящие в выражения (2), (3), (4), (5), определялись опытным путем из расчета достижения заданных параметров полета со временем регулирования и величиной перерегулирования, близкими к реальному движению самолета.

Во время посадки вес самолета частично компенсирует подъемная сила. В момент касания колесами поверхности ВПП вес самолета в дополнение к подъемной силе уравновешивается реакциями опор. При моделировании пробега самолета тормозные устройства представлены тормозами колес основных опор и тормозными парашютами. Работа тормозов основных опор шасси заключается в увеличении силы трения колеса о поверхность ВПП. Сила, создаваемая колесами, описывается следующим выражением:

$$R_{тор} = \frac{\mu_{сц} \mu_T S_T p_T r_{cp.d}}{r_k}, \quad (6)$$

где $\mu_{сц}$ – коэффициент сцепления шины с поверхностью взлетно-посадочной полосы; μ_T – коэффициент трения фрикционной пары тормоза; S_T – площадь трения фрикционной пары тормоза, m^2 ; p_T – давление в тормозе колеса, $Па$; $r_{cp.d}$ – средний радиус фрикционной пары тормоза, m ; r_k – радиус качения колеса, m .

Коэффициент сцепления шины $\mu_{сц}$ зависит от скорости движения самолета и давления зарядки пневматика колеса (рис. 1).

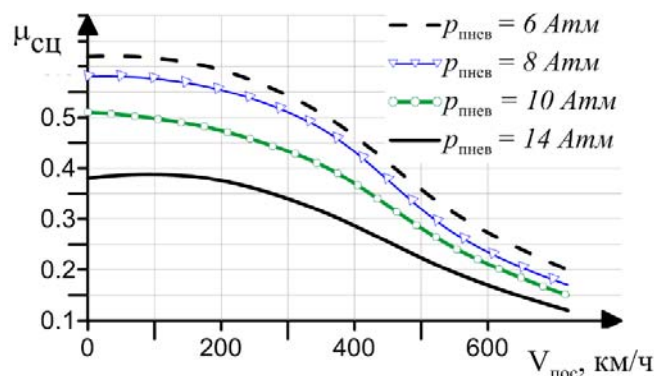


Рис. 1. Зависимость коэффициента сцепления пневматика с поверхностью ВПП от скорости движения

Fig. 1. Dependence of tire/runway braking action on the ground speed

Работа исследуемой тормозной парашютной системы заключается в создании сопротивления, максимальное значение которого достигается путем подбора формы и площади купола. Сокращение длины пробега самолета определяется повышенным снижением скорости при выпуске тормозных парашютов. Уравнение силы, создаваемой описанной системой, имеет вид

$$R_{нар} = 2c_{x_{нар}} q_v S_{нар}, \quad (7)$$

где $c_{x_{нар}}$ – коэффициент лобового сопротивления купола тормозного парашюта; q_v – скоростной напор, H/m^2 ; $S_{нар}$ – площадь купола тормозного парашюта, m^2 .

Результаты имитационного моделирования

Профиль полета на этапе посадки представлен на рис. 1. Моделирование посадки самолета начинается на удалении 16 км от торца ВПП при скорости полета 95 м/с, начальная высота полета в каждой реализации посадки была 800 м со среднеквадратичным отклонением $\sigma = 30$ м [14]. Анализируя представленную зависимость на рис. 2, можно сделать вывод, что модель, совершая заход на посадку, выдерживает требования пилотирования и пролетает ДПРМ и БПРМ на высотах соответственно 200 и 50 м, что отвечает Регламенту летной эксплуатации самолета Як-130.

На рис. 3 представлена запись бортовых средств объективного контроля современного маневренного самолета, имеющего схожие массовые и инерционные характеристики с самолетом Як-130, выполняющего посадку. На рис. 3 можно видеть характер изменения кинематических параметров движения самолета при посадке и определить величину основных параметров полета в характерных точках: на удалении 12 км от торца ВПП, над ДПРМ, над БПРМ, в момент касания колес основной опоры шасси поверхности ВПП.

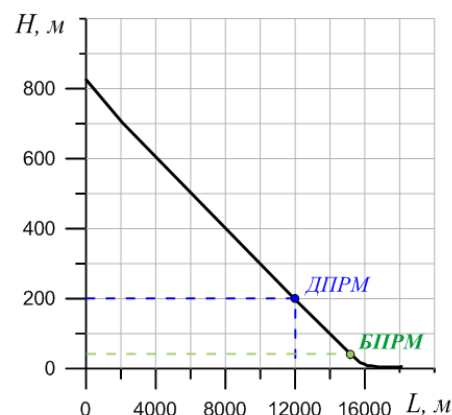


Рис. 2. Профиль полета самолета на этапе посадки
Fig. 2. Profile of aircraft flight at a landing phase

На рис. 3 представлены графические зависимости параметров, характеризующих режим движения самолета на посадке [15]: t – время моделирования; $F_{\text{торм}}$ – сила, создаваемая тормозными колесами; $F_{\text{пар}}$ – сила, создаваемая тормозным парашютом; $\varphi_{\text{ст}}$ – угол отклонения консолей стабилизатора; α – угол атаки; ϑ – угол тангажа; V_{yg} – вертикальная скорость в земной системе координат; V – скорость в нормальной системе координат.

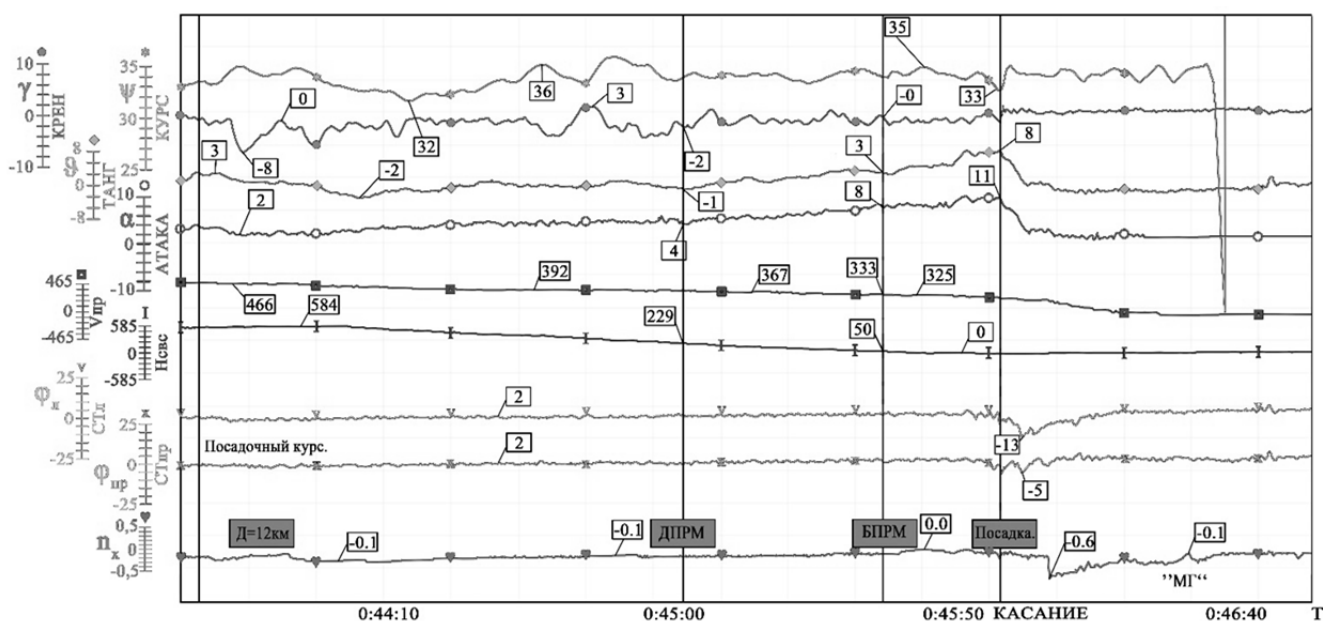


Рис. 3. Запись бортовых средств регистрации
Fig. 3. Recording of a flight recorder

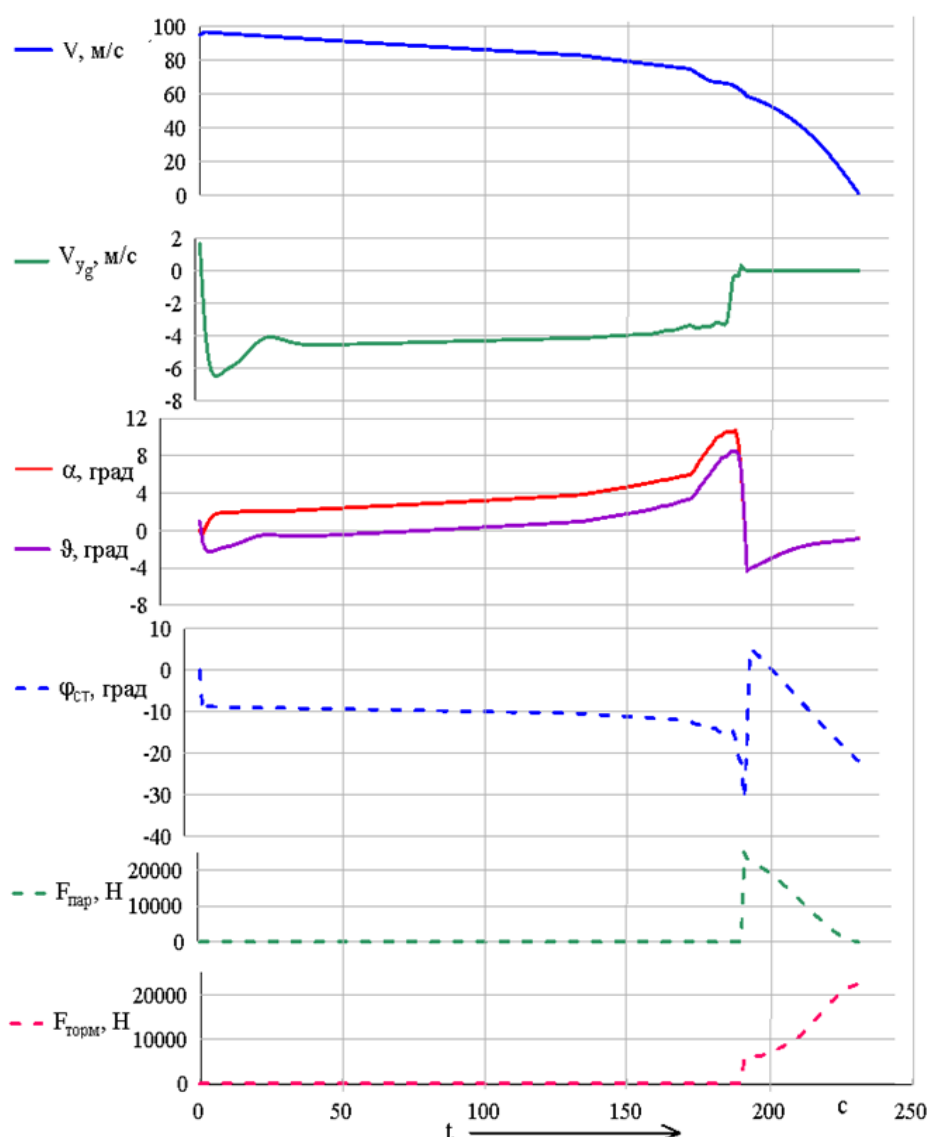


Рис. 4. Изменение основных параметров движения самолета при посадке
Fig. 4. Change of basic aircraft motion parameters at landing

На основании зависимостей, представленных на рис. 4, и сравнения их с записями бортовых средств регистрации (в обоих случаях: максимальный угол атаки $\approx 11^\circ$, максимальный угол тангажа $\approx 8^\circ$ и др.), можно сделать вывод об адекватности и достоверности разработанной модели продольного движения самолета и соответствии параметров движения самолета при имитационном моделировании заданным параметрам, установленным в руководящих документах [16].

Эксплуатация самолета инженерно-техническим и летным составом происходит при различных внешних воздействиях и ошибках.

Для определения влияния эксплуатационных факторов на длину пробега самолета при посадке были исследованы изменения давления в пневматиках тормозных колес, а также состояния поверхности ВПП и высоты расположения аэродрома. Анализ проводился при четырех уровнях зарядки пневматика (6, 8, 10, 14 *Атм*), трех состояниях поверхности ВПП (сухая, мокрая, обледеневшая) и двух высотах расположения аэродрома над уровнем моря (0, 2000 м). Для анализа влияния конструктивных изменений в самолете на кинематические параметры была выбрана установка тормозного парашюта, состоящего из вытяжного

купола площадью $S = 1 \text{ м}^2$ и основного площадью $S = 20 \text{ м}^2$, а также замена тормозных колес КТ-251А на КТ-163Д, имеющих больший на 25 % диаметр, что накладывает опре-

деленные ограничения на эксплуатацию колес КТ-163 на самолете Як-130.

Результаты моделирования представлена на рис. 5.

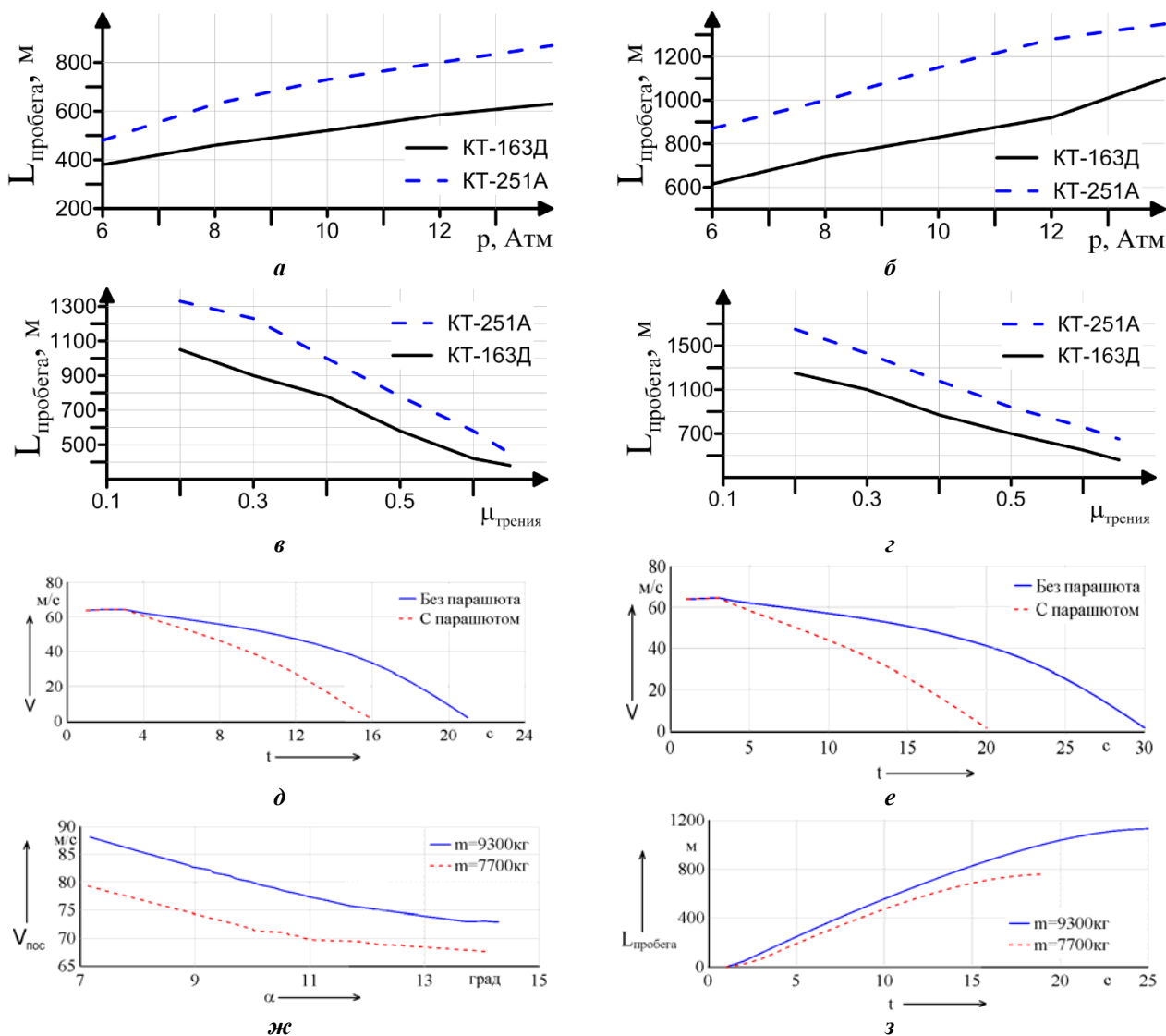


Рис. 5. Результаты имитационного моделирования:

а – зависимость длины пробега от зарядки авиационного колеса при посадке на сухую ВПП; *б* – зависимость длины пробега от зарядки авиационного колеса при посадке на мокрую ВПП; *в* – зависимость длины пробега от состояния ВПП при зарядке колеса $p = 6 \text{ Атм}$; *г* – зависимость длины пробега от состояния поверхности ВПП при зарядке колеса $p = 8 \text{ Атм}$; *д* – зависимость скорости движения самолета от времени и наличия парашюта при посадке на сухую ВПП; *е* – зависимость скорости движения самолета от времени и наличия парашюта при посадке на мокрую ВПП; *ж* – зависимость посадочной скорости от угла атаки и массы самолета; *з* – зависимость длины пробега самолета от времени и массы самолета при посадке на сухую ВПП

Fig. 5. The results of the simulation modeling

a) dependance of the landing roll on the tire inflation pressure at landing on the dry RW, *б*) dependance of the landing roll on the tire inflation pressure at landing on the wet RW, *в*) dependance of the landing roll on the RW condition with tire inflation pressure $p = 6 \text{ Атм}$, *г*) dependance of the landing roll on the RW condition with tire inflation pressure $p = 8 \text{ Атм}$, *д*) dependance of the aircraft ground speed on the time and parachute availability at landing on the dry RW, *е*) dependance of the aircraft ground speed on time and parachute availability at landing on the wet RW, *ж*) dependance of the landing speed on the angle of attack and aircraft weight, *з*) dependance of the landing roll on the time and aircraft weight at landing on the dry RW

Заключение

Анализ результатов исследования позволяет утверждать следующее:

- замена колес КТ-251А на КТ-163Д при давлении зарядки пневматика 10 *Атм* приводит к уменьшению длины пробега самолета: при посадке на сухую ВПП – на 207 м; при посадке на влажную ВПП – на 314 м; при посадке на обледеневшую ВПП – на 370 м;
- уменьшение давления в пневматике авиационного колеса КТ-251А с 14 до 6 *Атм* приводит к снижению длины пробега по сухой ВПП на 370 м, по мокрой ВПП на 490 м, по обледеневшей ВПП на 620 м, при этом необходимо отметить, что эксплуатация колес с зарядкой ниже нормального эксплуатационного давления приводит к повышенному износу авиационной шины, возможно ее разрушению, а следовательно снижению уровня безопасности полетов;
- применение тормозного парашюта на самолете Як-130 приводит к снижению длины пробега при посадке на сухую ВПП на 230 м, при посадке на мокрую ВПП на 490 м, при посадке на обледеневшую ВПП на 880 м;
- увеличение высоты расположения аэродрома базирования с 0 до 2000 м приводит к росту длины пробега на 59 м;
- посадка с предельной посадочной массой по сравнению с расчетной приводит к увеличению длины пробега на 320 м.

Таким образом, разработанный программный комплекс, включающий математические модели продольного движения самолета, шасси, алгоритмы управления самолетом на посадке, позволяет определить влияние эксплуатационных и конструктивных факторов на длину пробега самолета и может быть использован при разработке, модернизации самолета, а также для оценки различных условий его эксплуатации.

Представленный способ определения посадочных характеристик самолета или результаты его использования могут быть интегрированы в состав информационно-управ-

ляющей системы самолета для информирования экипажа о посадочных характеристиках самолета в конкретных условиях посадки.

Список литературы

1. **Ефремов А.В.** Система самолет-летчик. Закономерности и математическое моделирование поведения летчика. М.: Издательство МАИ, 2017. 196 с.
2. **Robinson T.** Train virtual, fight easy [Электронный ресурс] // AERO SPACE. Royal aeronautical society. 2017. No. 6 (44). Pp. 16–19. URL: <https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy> (дата обращения: 23.11.2021).
3. **Мышкин Л.В.** Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 304 с.
4. **Ефремов А.В.** Динамика полета: учебник для вузов / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко, В.Л. Суханов. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.
5. **Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А.** Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2015. № 81. 30 с. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735> (дата обращения: 23.11.2021).
6. **Икрянников Е.Д., Иськуо А.С., Левицкий С.В. и др.** Самолет Як-130УБС. Аэродинамика и летные характеристики / Под ред. В.А. Подобедова, К.Ф. Поповича. М.: Машиностроение, 2015. 346 с.
7. **Heinemann S., Müller H.A., Suleman A.** Toward smarter autoflight control system infrastructure [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Information Systems. 2018. Vol. 15, no. 6. 21 p. DOI: 10.2514/1.1010565 (дата обращения: 23.11.2021).
8. **Борисов В.Г., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М.** Методика проектирования алгоритмов управления полетом маневренных самолетов // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2011. № 3. С. 48–56.
9. **Верещиков Д.В., Журавский К.А., Костин П.С.** Оценка качества управления

движением маневренного самолета // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 2. С. 191–205. DOI: 10.34759/vst-2021-2-191-205

10. Efremov A.V. Pilot behavior modeling and its application to manual control tasks / A.V. Efremov, M.S. Tjaglik, U.V. Tiumentzev, T. Wenqian [Электронный ресурс] // IFAC-PapersOnLine. 2016. Vol. 49, no. 32. Pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (дата обращения: 23.11.2021).

11. Jirgl M., Jalovecky R., Bradac Z. Models of pilot behavior and their use to evaluate the state of pilot training // Journal of Electrical Engineering. 2016. Vol. 67, no. 4. Pp. 267–272. DOI: 10.1515/jee-2016-0039

12. Wang T., Xie W., Zhang Y. Sliding mode reconfigurable fault tolerant control for nonlinear aircraft systems [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Engineering. 2015. Vol. 28. 17 p. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000420 (дата обращения: 23.11.2021).

13. Majka A. Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers [Электронный ресурс] // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2018. Vol. 232, no. 7. Pp. 1247–1257. DOI: 10.1177/0954410017697997 (дата обращения: 23.11.2021).

14. Skoog M.A., Less J.L. Development and flight demonstration of a variable autonomy ground collision avoidance system [Электронный ресурс] // American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2014. 22 p. URL: https://technology-afric.ndc.nasa.gov/documents/features/DR-0005-DRC-012-033_iGCAS-paper_2014-06-28.pdf (дата обращения: 23.11.2021).

15. Okamoto K., Tsuchiya T. Optimal aircraft control in stochastic severe weather conditions // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2015. Vol. 39, no. 1. Pp. 77–85. DOI: 10.2514/1.G001105

16. Suzuki S. Analysis of human pilot control inputs using neural network / S. Suzuki, Y. Sakamoto, Y. Sanematsu, H. Takahara // Application Interrupt and Reset Control Register. 2006. Vol. 43, no. 3. Pp. 793–798. DOI: 10.2514/1.16898

References

1. Efremov, A.V. (2017). *Plane – pilot system. Regularities and mathematical simulation of pilot behavior*. Moscow: Izdatelstvo MAI, 196 p. (in Russian)

2. Robinson, T. (2017). *Train virtual, fight easy*. AERO SPACE. Royal aeronautical society, no. 6 (44), pp. 16–19. Available at: <https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy> (accessed: 23.11.2021).

3. Myshkin, L.V. (2006). *Forecasting of aviation technics development: theory and practice*. Moscow: FIZMATLIT, 304 p. (in Russian)

4. Efremov, A.V., Zaharchenko, V.F., Ovcharenko, V.N. & Sukhanov, V.L. (2011). *Dynamics of flight: Textbook for Universities*. Moscow: Mashinostroyeniye, 220 p. (in Russian)

5. Kostin, P.S., Vereshchagin, J.O. & Voloshin, V.A. (2015). *Programming and modelling complex for seminatural simulation of dynamics of the maneuverable plane*. Trudy MAI, no. 81, 30 p. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735> (accessed: 23.11.2021). (in Russian)

6. Ikryannikov, E.D., Is'kuo, A.S., Levitskii, S.V. et al. (2015). *Plane Jak-130UBS. Aerodynamics and flight performance*, in Podobedov V.A., Popovich K.F. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 346 p. (in Russian)

7. Heinemann, S., Müller, H.A. & Suleman, A. (2018). *Toward smarter auto flight control system infrastructure*. Journal of Aerospace Information Systems, vol. 15, no. 6, 21 p. DOI: 10.2514/1.I010565 (accessed: 23.11.2021).

8. Borisov, V.G., Nachinkina, G.N. & Shevchenko, A.M. (2011). *A design technique of flight control algorithms for agile aircraft*. Trudy MIEA. Navigatsiya i Upravleniye Letatel'nymi Apparata, no. 3, pp. 48–56. (in Russian)

9. Vereshchikov, D.V., Zhuravskii, K.A. & Kostin, P.S. (2021). *Motion control quality assessment of maneuverable aircraft*. Aerospace MAI Journal, vol. 28, no. 2, pp. 191–205. DOI: 10.34759/vst-2021-2-191-205 (in Russian)

10. Efremov, A.V., Tjaglik, M.S., Tiumentzev, U.V. & Wenqian, T. (2016). *Pilot behavior modeling and its application to manual*

control tasks. IFAC-PapersOnLine, vol. 49, no. 32, pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (accessed: 23.11.2021).

11. Jirgl, M., Jalovecky, R. & Bradac, Z. (2016). *Models of pilot behavior and their use to evaluate the state of pilot training*. Journal of Electrical Engineering, vol. 67, no. 4, pp. 267–272. DOI: 10.1515/jee-2016-0039

12. Wang, T., Xie, W. & Zhang, Y. (2015). *Sliding mode reconfigurable fault tolerant control for nonlinear aircraft systems*. Journal of Aerospace Engineering, vol. 28, 17 p. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000420

13. Majka, A. (2018). *Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 232, no. 7, pp. 1247–1257. DOI: 10.1177/0954410017697997 (accessed: 23.11.2021).

14. Skoog, M.A. & Less, J.L. (2014). *Development and flight demonstration of a variable autonomy ground collision avoidance system*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 22 p. Available at: https://technology.afrc.ndc.nasa.gov/documents/features/DR-0005-DRC-012-033_iGCAS-paper_2014-06-28.pdf (accessed: 23.11.2021).

15. Okamoto, K. & Tsuchiya, T. (2015). *Optimal aircraft control in stochastic severe weather conditions*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 39, no. 1, pp. 77–85. DOI: 10.2514/1.G001105

16. Suzuki, S., Sakamoto, Y., Sanematsu, Y. & Takahara, H. (2006). *Analysis of human pilot control inputs using neural network*. Application Interrupt and Reset Control Register, vol. 43, no. 3, pp. 793–798. DOI: 10.2514/1.16898

Сведения об авторах

Костин Павел Сергеевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА», texnnik@mail.ru.

Дедов Сергей Владимирович, доктор экономических наук, доцент, начальник методического отдела ВУНЦ ВВС «ВВА», generdeser@mail.ru.

Гоцев Дмитрий Викторович, доктор физико-математических наук, доцент, профессор кафедры математики ВУНЦ ВВС «ВВА», rbgotsev@mail.ru.

Вышинский Виктор Викторович, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ, vyshinsky@lubertsy.ru.

Information about the authors

Pavel S. Kostin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Structure Chair, Air Force Education and Research Center, the Air Force Academy, texnnik@mail.ru.

Sergey V. Dedov, Doctor of Economic Sciences, Associate Professor, the Head of the Methodological Department, Air Force Education and Research Center, the Air Force Academy, generdeser@mail.ru.

Dmitry V. Gotsev, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Professor of the Mathematics Chair, the Air Force Academy, rbgotsev@mail.ru.

Victor V. Vishinsky, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), vyshinsky@lubertsy.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

16.02.2022
24.05.2022

Received
Accepted for publication

16.02.2022
24.05.2022