

Научная статья
УДК 629.735.3
DOI: 10.34759/vst-2023-2-51-61

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ В ЧАСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПО ЗЕМЛЕ ДЛЯ ТРЕХОПОРНОГО ШАССИ САМОЛЕТА

Андрей Андреевич Смагин^{1✉}, Виктор Анатольевич Клягин²

^{1,2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

¹ smagin_9595@mail.ru✉

² kliagin@mail.ru

Аннотация. Предлагается новый подход к формированию проектных решений в части систем управления тормозами колес, поворота передней опоры шасси, системы безбуксирного руления шасси самолетов с трехопорным шасси на стадии эскизного проекта. Помимо выбора проектных решений по критериям рациональности, добавлен модуль предиктивной оценки характеристик устойчивости и управляемости, а также диапазона эксплуатационных ограничений при движении по земле. Сформулированы матрицы схемных решений для соответствующих систем, алгоритмы выбора рациональных решений и критерии для этих алгоритмов. Предложена целевая математическая модель для исследования динамики движения самолета по взлетно-посадочной полосе (ВПП), приведены критерии оценки результатов. Сделаны выводы по эксплуатационным преимуществам, получаемым в результате внедрения описанного подхода.

Ключевые слова: моноуглеродный тормоз, система автономного руления, механизм поворота колес, антиюзовая автоматика, боковое капотирование, коэффициенты сцепления

Для цитирования: Смагин А.А., Клягин В.А. Методика формирования проектных решений в части систем управления движением по земле для трехопорного шасси самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 51–61. DOI: 10.34759/vst-2023-2-51-61

Original article

DESIGN SOLUTIONS FORMING TECHNIQUE WITH REGARD TO THE GROUND RUN CONTROL SYSTEMS FOR THE AIRCRAFT TRICYCLE LANDING GEAR

Andrei A. Smagin^{1✉}, Viktor A. Klyagin²

^{1,2} Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia

¹ smagin_9595@mail.ru✉

² kliagin@mail.ru

Abstract

Modern trends in aviation development lead to the emergence of new aircraft types and layouts, such as unmanned aircraft of the “flying wing” scheme and supersonic administrative aircraft. The layout limitations imposed by the adopted design decisions in terms of the modern aircraft appearance, lead in some situations to the non-standard ratios of the undercarriage base and the track. Changing proportions of the landing gear leads, in its turn, to the ground motion characteristics degradation. The existing techniques for the aircraft landing gear design do not imply the aircraft stability and controllability assessment in the process of design solutions selection for landing gear systems directly responsible for the ground motion control: the spectrum of these characteristics are evaluated already in the process of flight testing. Thus, the purpose of this work consists in proposing a technique for rational design solutions selecting in terms of ground motion control systems for the three-leg aircraft landing gear employing predictive modeling of runway going, which would allow identifying the aircraft negative specifics of controllability and stability, as well as eliminating them even prior to the aircraft creation.

The proposed approach is based on a predictive evaluation of stability characteristics, controllability and the range of operational limitations in ground motion, performed by mathematical modeling of the aircraft ground motion. To

verify the results, experimental methods with the flight experiment data processing by means of mathematical statistics are used.

As the result of the suggested technique application for modernizing potential determining in terms of the landing gear of the aircraft being developed, it becomes possible not only to form the project decisions rational from the viewpoint of the weight efficiency (weigh reduction by the braking and steering-and-damping systems by several dozens of kilos), but obtain reliable estimation of the ground run characteristics with misalignment from the flight experiment by 7–10% average as well.

The proposed methodology uses initial data in the scope of conceptual design and may be applied without significant modifications to the aircraft with the tricycle landing gear with nose support with takeoff weight not exceeding 40,000 kg and no more than two wheels on each landing gear leg. Predictive evaluation allows not only, if necessary, correcting the adopted design decisions at the stage of product development, which requires an order of magnitude less time and financial expenses than elimination of remarks after the flight tests, but estimating permissible operating conditions and restrictions on basing on various runways as well.

Keywords: mono-carbon brake, autonomous taxiing system, wheel steering mechanism, anti-wheel-slip automation, lateral nosing-over, grappling coefficient

For citation: Smagin A.A., Klyagin V.A. Design Solutions Forming Technique with Regard to the Ground Run Control Systems for the Aircraft Tricycle Landing Gear. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 51–61. DOI: 10.34759/vst-2023-2-51-61

Введение

Создание ЛА новых типов ставит перед проектировщиками самолетов новые задачи и вскрывает проблемы, связанные с компоновкой взлетно-посадочных устройств (ВПУ) [1]. Независимо от класса и назначения самолета, агрегаты и системы шасси должны обеспечивать устойчивость и управляемость при движении по земле в диапазоне скоростей от нуля до скорости отрыва [2].

Существующая методология проектирования взлетно-посадочных устройств самолетов достаточно обширна и включает в себя совокупность методик (в т. ч. автоматизированных) в части выбора геометрических параметров ВПУ, выбора кинематических и компоновочных решений, расчета ресурса и прочности агрегатов, жесткости амортизационной системы, энергоемкости амортизаторов и тормозных систем, кинематического анализа схем уборки и выпуска [3–8].

Однако существует несколько узкоспециальных направлений анализа, не включенных в процесс выбора проектных решений:

- а) оценка характеристик устойчивости и управляемости самолета при движении по земле;
- б) учет влияния на движение по земле интерактивного взаимодействия между системами шасси, отвечающими за управление движением, в рамках общего контура управления;
- в) учет влияния комплексирования систем шасси и бортовых систем ЛА на обеспечиваемые характеристики движения по земле.

Анализ по перечисленным пунктам проводится на ранних этапах летных испытаний в процессе рулежек и пробежек.

Таким образом, целью работы был выбран синтез методики выбора рациональных проектных решений в части систем управления движением по земле для трехопорного шасси самолета с использованием пре-

диктивного моделирования движения по ВПП, которая позволила бы выявить особенности управляемости и устойчивости при наземном движении и устранить их еще до создания летательного аппарата. Помимо оригинальных удельных критериев рациональности проектных решений в части отдельных систем шасси, отличие от существующих методик проектирования состоит в добавлении дополнительного модуля, оценивающего влияние выбранных проектных решений на движение по земле. Подобный модуль строится вокруг целевой математической модели движения ЛА по земле.

Предложенный инструмент позволит проектировщику упрощенно, но достаточно достоверно оценивать движение по земле на стадиях эскизно-технического проекта, то есть существенно раньше, чем изделие выйдет на летные испытания [8]. Тем самым обеспечивается проверка принятых проектных решений и устранение несоответствий при минимальных временных и финансовых рисках.

Предлагаемый метод решения задачи

Для принятия проектных решений в части облика систем управления движением по земле предлагается модульный инструмент, позволяющий выполнять поэтапную оптимизацию выбираемых решений и их поверку путем виртуальных испытаний. В данной работе под системами управления движением по земле (далее СУДЗ) мы подразумеваем систему торможения колес (СТК), механизма поворота колес (МПК) передней опоры и, если конструкцией ЛА это предусмотрено, системы автономного руления (САР) без использования буксировщика и тяги двигателя. Выбор возможных проектных решений осуществляется из соответствующих матриц схемных решений (МСР) по результатам расчетной оптимизации.

Общая блок-схема алгоритма использования предлагаемого подхода приводится на рис. 1. Исходные

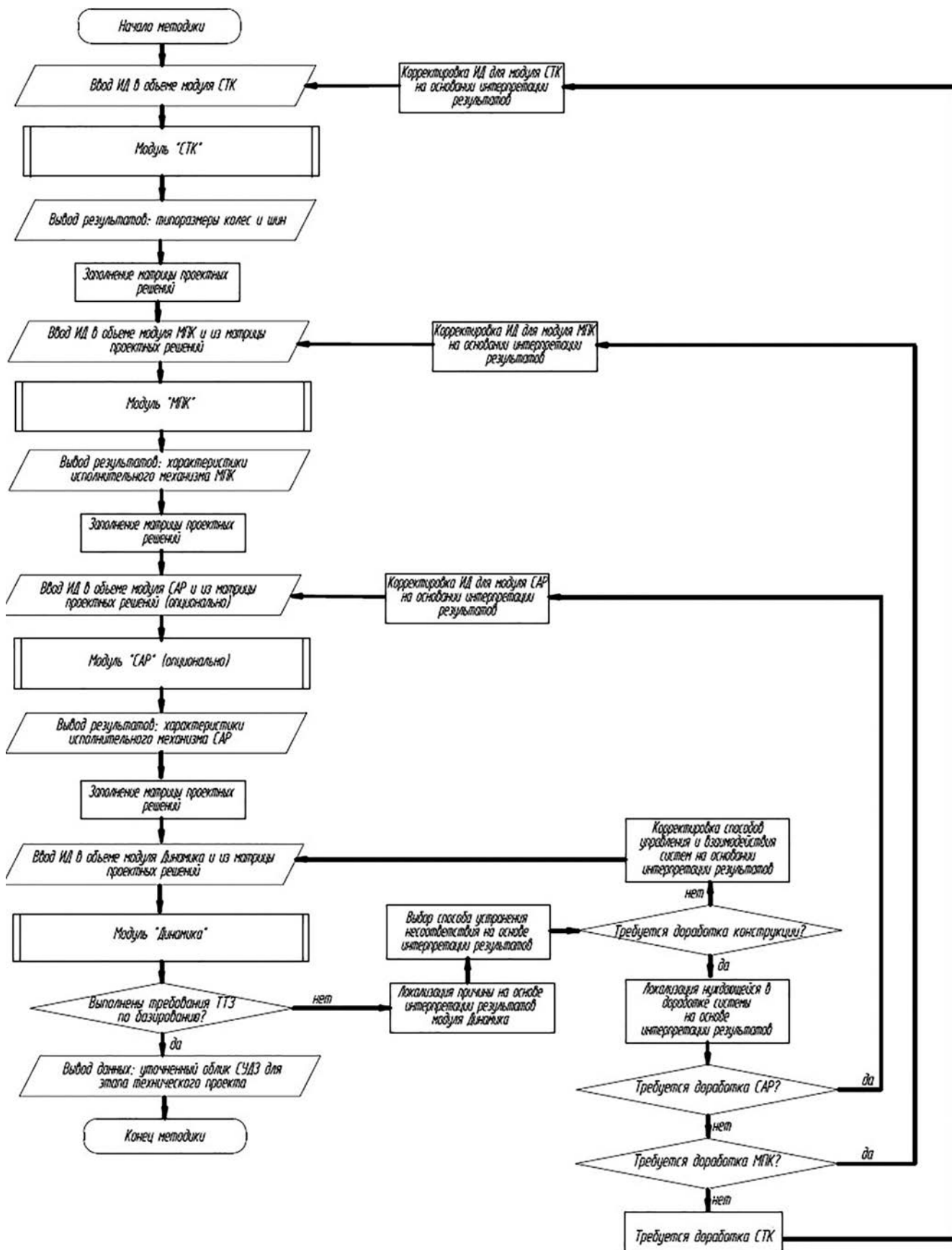


Рис. 1. Общая блок-схема предлагаемой методики: ИД – исходные данные; СУДЗ – система управления движением по земле; ТТЗ – тактико-техническое задание

данные в объеме эскизного проекта служат для выполнения расчетов модуля СТК; для последующих модулей исходными данными будут служить результаты работы по предыдущим модулям. В конце алгоритма проектировщик располагает массивом верифицированных проектных решений, достаточных для перехода к этапу технического проекта.

Модуль СТК (блок-схема на рис. 2) предназначен для выбора типоразмеров колес и тормозов. В данном модуле оптимизация ведется по критерию максимума поглощаемой кинетической энергии, отнесенному к общей массе тормозных колес. Варьируя распределение теплопоглотителя и его материал, проектировщик может получить более выгодное в весовом плане решение, чем путем простого подбора колес по статическим показателям. Так, например, в некоторых случаях использование тормозных колес на передней опоре позволяет понизить энергонагруженность колес основных опор и существенно уменьшить их типоразмер, в результате суммарная масса тормозных колес окажется меньше, чем при установке на передней опоре нетормозных колес.

Далее рассмотрим каждый модуль в отдельности.

Следующий по порядку модуль МПК описывает оптимизацию исполнительного механизма поворота колес передней опоры. Блок-схема модуля приведена на рис. 3. В нем проектировщик определяет максимальные величины внешних сил, действующих на поворотный механизм передней опоры, далее находит величину потребного управляющего момента. Затем производится оценка массы привода по статической формуле, полученной автором.

В модуле МПК производится оптимизация конструкции по удельному критерию (отношение располагаемого момента привода к массе МПК), позволяющему отыскать наиболее эффективное с весовой точки зрения решение задачи курсового управления на земле.

Теперь рассмотрим опциональный модуль САР (оснащение ЛА системой автономного руления без тяги двигателей не является обязательным с точки зрения управляемости на земле [9]). Как видно из блок-схемы САР (рис. 4), основным ограничением, определяющим техническую возможность ее установки, является величина располагаемой мощности бортовой сети энергоснабжения от генератора вспомогательной силовой установки, которая должна обеспечить мощность не менее 1.2 кВт на одну тонну веса ЛА [9, 10]. Из матрицы схемных решений проектировщик выбирает совокупность, обеспечивающую максимум удельного критерия (отношение располагаемой мощности привода к приросту массы шасси за счет установки САР).

В основу модуля «Динамика» (блок-схема на рис. 5), служащего для окончательной проверки и оценки выбранных проектных решений, заложены целевая математическая модель движения самолета по земле и комплекс нормированных виртуальных испытаний, позволяющий моделировать различные ситуации движения ЛА [11–16].

Целевая модель

Целевая модель выполнена в программном комплексе ADAMS 2013, в нее заложены следующие факторы:

1. Варьируемые геометрические характеристики ВПУ (база, колея, высота центра масс над землей, выносы опор относительно центра масс).

2. Алгоритмы управления и взаимодействия систем шасси, упрощенно имитирующие алгоритмы реального ЛА, включая различные поправки, передаточные функции и формульные зависимости.

3. Коэффициенты задержки (рассогласование управляющего сигнала и работы исполнительного механизма).

4. Коэффициенты упрощенного учета быстродействия различных исполнительных агрегатов (тормозов и приводов передней опоры), полученные из статистики.

5. Коэффициенты упрощенного учета быстродействия различных типов антиюзовой автоматикки, полученные из статистики.

6. Упрощенные масштабируемые диаграммы обжатия амортизаторов опор шасси в результате действия нагрузки.

7. Упрощенные масштабируемые диаграммы обжатия шин колес шасси в результате действия нагрузки (рис. 6).

8. Динамика качения шин по твердому покрытию, в том числе учитывающая боковой увод при действии боковых нагрузок и вызванное этим смещение пятна контакта (рис. 7).

9. Функции проскальзывания и имитация работы датчиков антиюзовой автоматикки, что достоверно воспроизводит формирование управляющих сигналов при включении тормозной системы.

10. Неоднородность покрытия ВПП, выраженная как колебаниями рельефа, так и разницей коэффициентов сцепления при наезде на препятствия типа луж, обледенелых, заснеженных участков и т. п.

11. Воздействие внешних аэродинамических сил и моментов (приведенных к центру масс модели) как от действия ветра, так и вызванное отклонением аэродинамических поверхностей, в каналах курса, рысканья, крена. Задается в формате графиков или таблиц.

12. Массово-центровочные характеристики ЛА, воздействие перераспределения нагрузок между опорами в результате торможения ЛА, а также изменения его центровки.

При разработке модели:

1) упругостью и деформациями планера и опор шасси ввиду их большой конструктивной жесткости и слабого влияния на движение самолета по земле пренебрегаем;

2) влияние гироскопических моментов колес не учитываем;

3) изменение коэффициента трения между тормозными дисками в зависимости от их нагрева не учитываем;

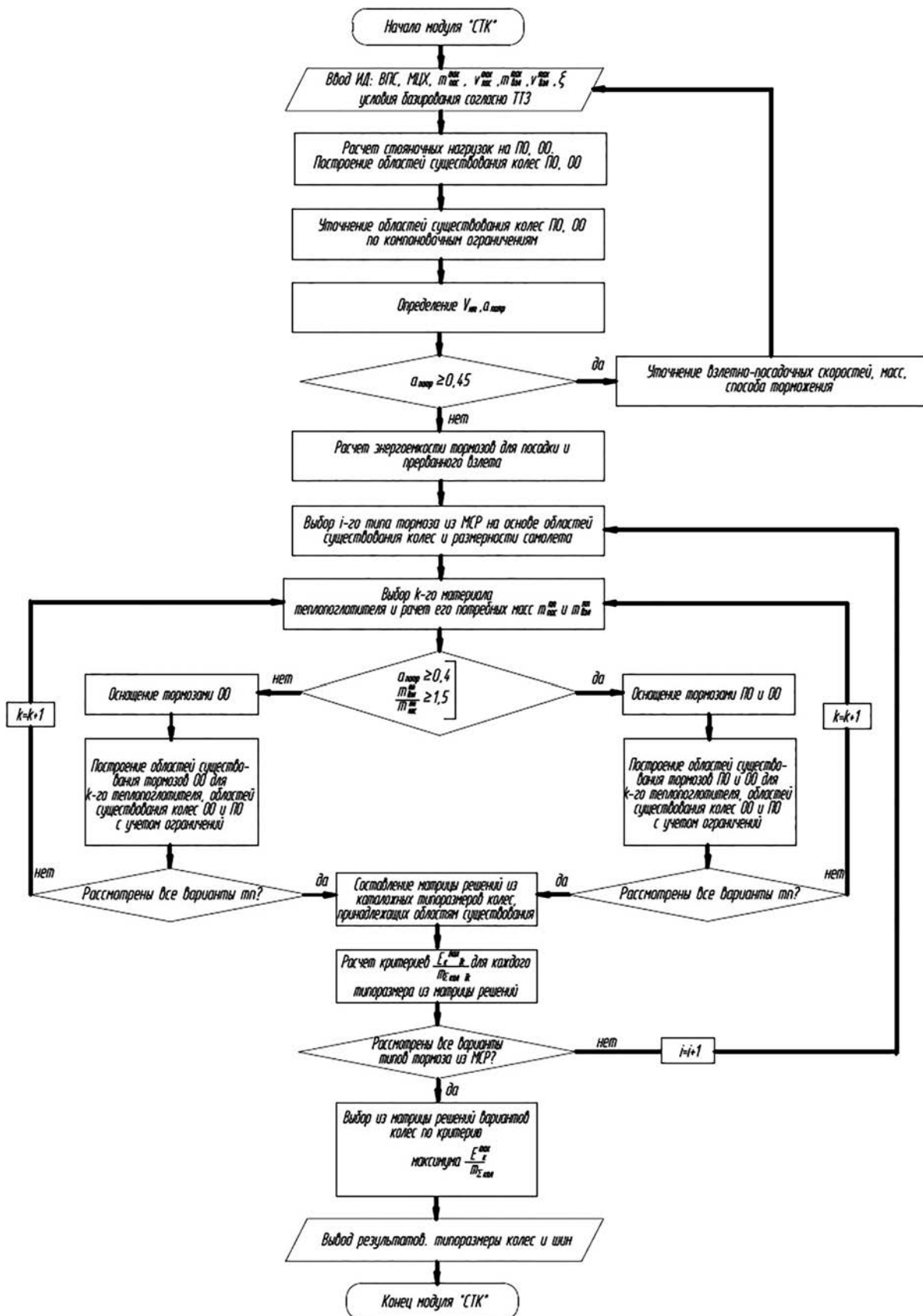


Рис. 2. Блок-схема модуля СТК: ВПС – взлетно-посадочная схема; МСР – матрица схемных решений; МЦХ – массово-центровочные характеристики; ОО – основная опора; ПО – передняя опора; ТП – теплопоглотитель тормоза (фрикционный материал); $a_{побр}$ – требуемое замедление при пробеге; $V_{НТ}$ – скорость начала торможения; $V_{взл}^{max}$ – максимальная посадочная скорость; $m_{пос}^{max}$ – максимальная посадочная масса; $m_{взл}^{max}$ – максимальная взлетная масса; $m_{взл}^{тп}$ – потребная масса теплопоглотителя для поглощения кинетической энергии прерванного взлета; $m_{пос}^{тп}$ – потребная масса теплопоглотителя для поглощения кинетической энергии посадки с максимальной посадочной массой; E_k^{max} – максимальная энергоемкость тормозного колеса; $m_{Скол}$ – суммарная масса колес, включая нетормозные; ξ – отношение кинетической энергии прерванного взлета к кинетической энергии посадки с максимальной посадочной массой

4) инерционность частей планера учтена в моменте инерции самолета;

5) возмущающие и управляющие аэродинамические силы/моменты, а также сила тяги двигателя считаются приложенными к центру масс ЛА.

Интерфейс целевой математической модели динамики движения показан на рис. 8.

Динамика движения ЛА в математической модели в ADAMS-2013 описывается системой дифференциальных уравнений движения.

Общие уравнения движения ЦТ самолёта, связывающие его поступательную скорость и равнодействующую приложенных к нему сил $R(X, Y, Z)$, имеют вид:

$$\begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) &= X; \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) &= Y; \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) &= Z, \end{aligned} \tag{1}$$

где m – масса ЛА; V_x, V_y, V_z – проекции путевой скорости на соответствующие оси;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости вращения самолета относительно связанных осей.

Уравнения движения (вращения) самолета относительно ЦТ при условии, что выбранные оси совпадают с главными осями инерции самолета, могут быть записаны в виде:

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= M_x; \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y &= M_z, \end{aligned} \tag{2}$$

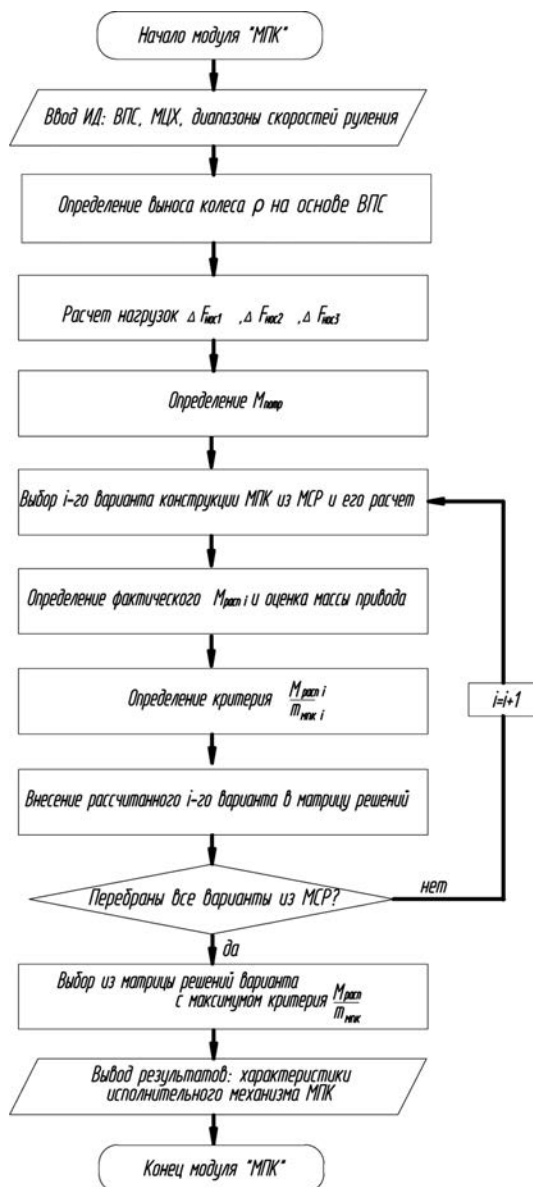


Рис. 3. Блок-схема модуля МПК:
 $\Delta F_{нос1} \dots \Delta F_{нос3}$ – составляющие внешних нагрузок на механизм поворота колес; $M_{потр}$ – потребный момент для поворота колес передней опоры; $M_{расп}$ – располагаемый момент привода поворота колес передней опоры; $m_{мпк}$ – масса механизма поворота колес передней опоры

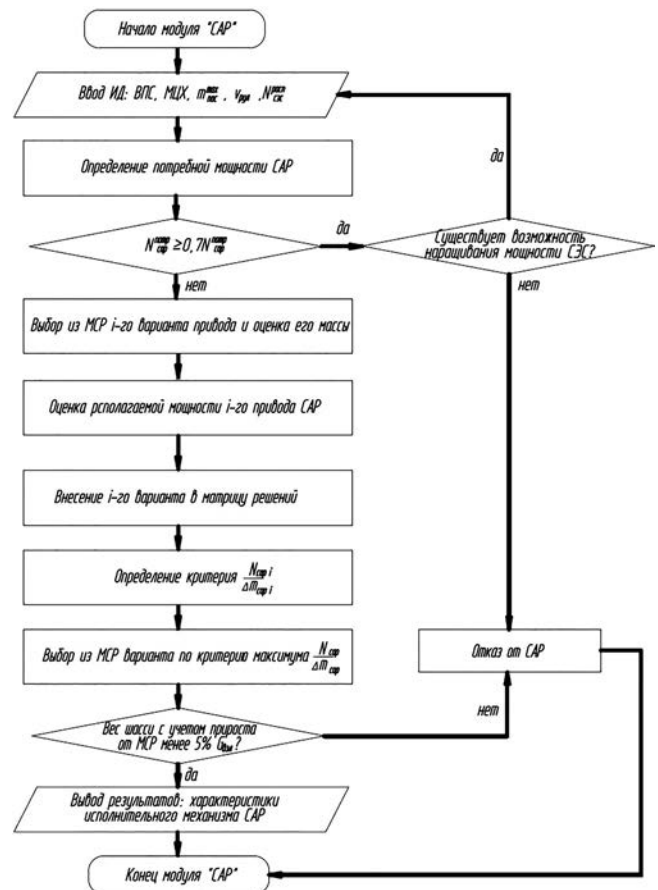


Рис. 4. Блок-схема модуля CAP: СЭС – система электроснабжения; $V_{рул}$ – средняя скорость руления по аэродрому; $N_{расп}^{сэс}$ – располагаемая мощность системы электроснабжения от генератора вспомогательной силовой установки; $N_{сэс}^{потр}$ – потребная мощность системы автономного руления; $N_{сэс}$ – фактическая мощность системы автономного руления; $\Delta m_{сэс}$ – прирост массы в результате оснащения системой автономного руления

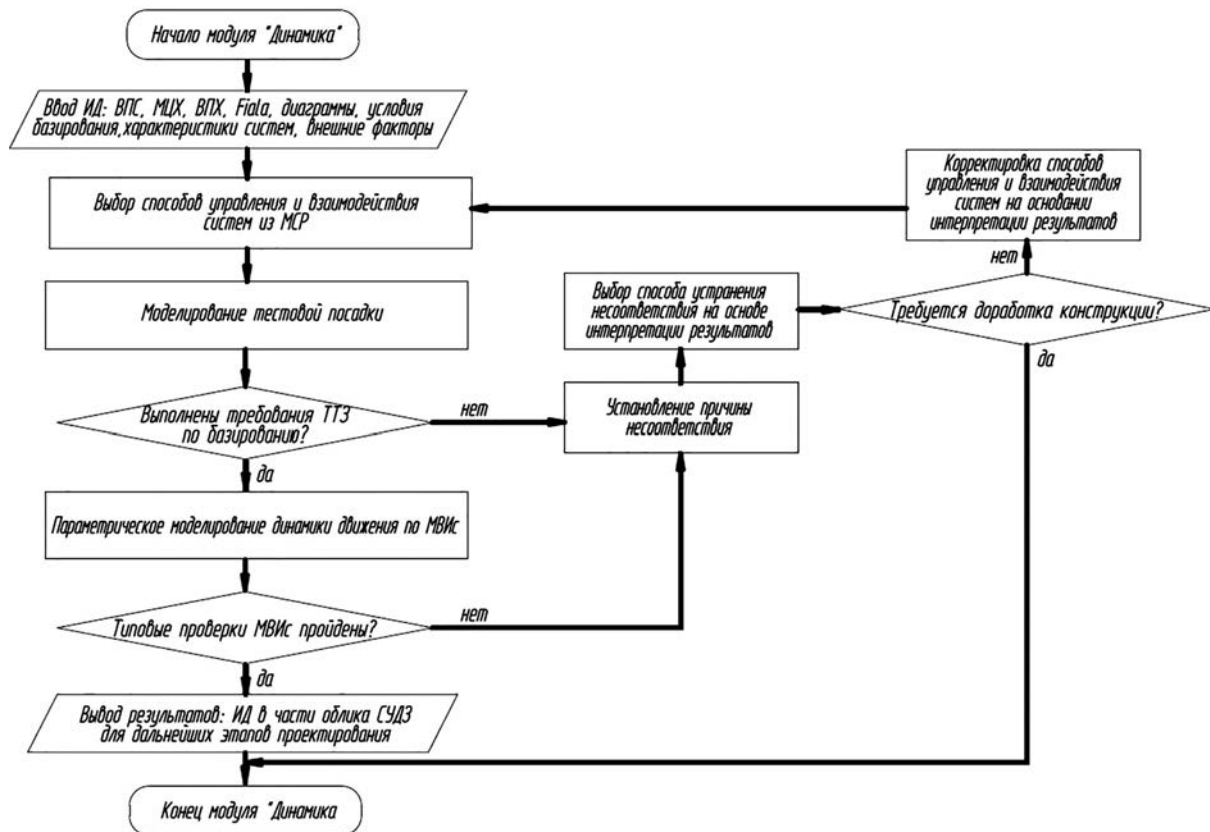


Рис. 5. Блок-схема модуля «Динамика»: МВИс – матрица виртуальных испытаний

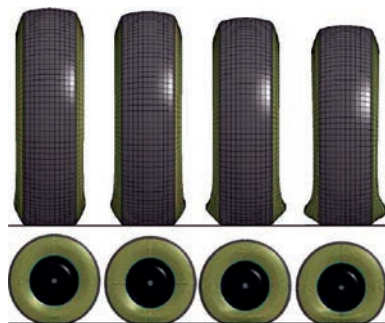


Рис. 6. Обжатие шины колеса

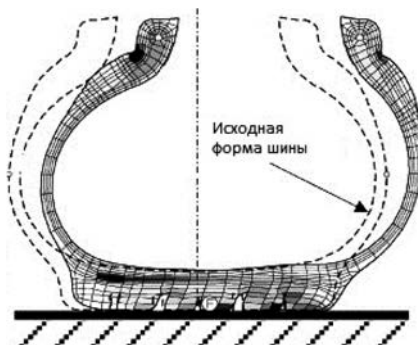


Рис. 7. Боковой увод шины

где I_x, I_y, I_z – моменты инерции самолета относительно соответствующих осей.

Для связанной системы координат величины $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, входящие в системы уравнений (1) и (2), совпадают с составляющими угловой скорости самолёта относительно соответствующих осей.

Динамика качения колеса с упругой шиной моделируется встроенными средствами ADAMS с использованием следующих зависимостей, отражающих ее упругие и демпфирующие свойства при изменении нагрузки на колесо или наезде на препятствия [8, 17, 18]:

$$\begin{cases} M_{сц} = [F_N + F_D][R_0 - \delta_{пн}](\mu + \Delta\varphi); \\ \Delta\ddot{\varphi} = -\frac{J_k + J}{J_k J} [C_\varphi \Delta\varphi + q_\varphi \Delta\dot{\varphi}] + \frac{1}{J} M_{сц} + \frac{1}{J_k} M_T; \\ \dot{\omega}_k = \frac{1}{J_k} [C_\varphi \Delta\varphi_k + q_\varphi \Delta\dot{\varphi} - M_T], \end{cases} \quad (3)$$

где $M_{сц}$ – момент сцепления колеса с опорной поверхностью, Н · м;

F_N – нормальная реакция шины на обжатие, Н;

F_D – демпфирующая составляющая реакции шины на обжатие, Н;

$\delta_{пн}$ – обжатие пневматика, м;

R_0 – радиус необжатой шины колеса, м;

$\Delta\varphi$ – угол закручивания наружной части шины относительно центральной, рад;

ω_k – угловая скорость вращения центральной части шины/обода колеса (измеряется датчиком

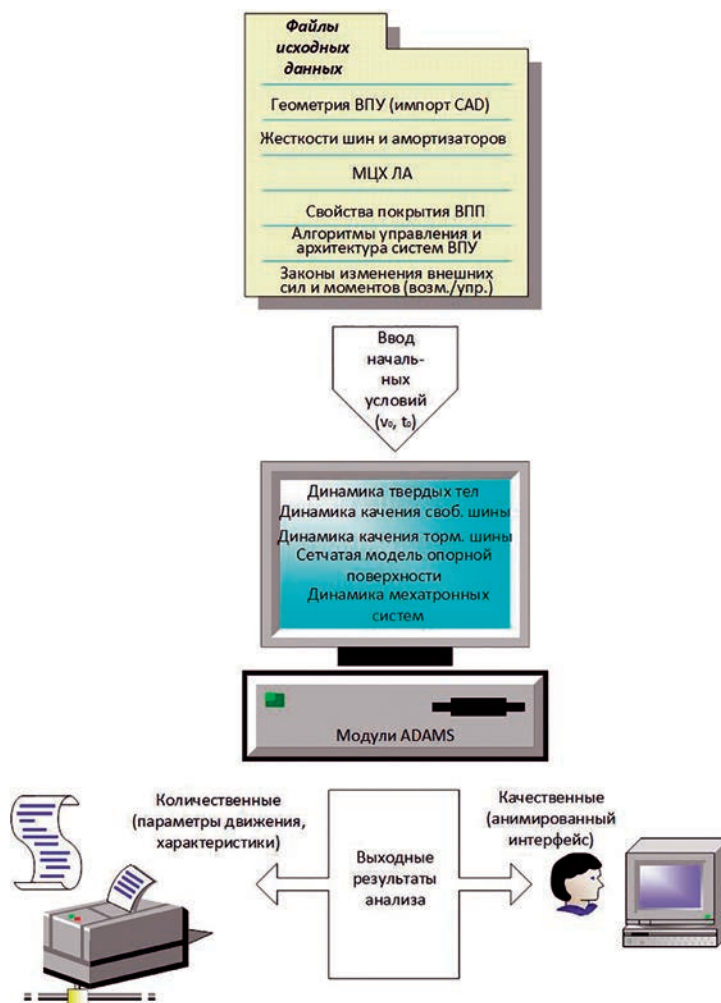


Рис. 8. Интерфейс целевой модели

угловой скорости), рад/с;

J_k – момент инерции центральной части шины с ободом и тормозом, $H \cdot m \cdot s^2$;

J – момент инерции наружной части шины, $H \cdot m \cdot s^2$;

q_ϕ – коэффициент демпфирования шины в тангенциальном направлении, $H \cdot m \cdot s$;

M_T – тормозной момент на колесе, $H \cdot m$;

μ – коэффициент сцепления шины с опорной поверхностью.

Для тормозных колес введена модель движения колеса с относительным проскальзыванием; нелинейные зависимости коэффициента сцепления μ от относительного проскальзывания колеса s для различных видов покрытия твердой опорной поверхности заимствованы из работы [19].

Боковой увод и деформация шин под действием боковых сил имитируются встроенными средствами Adams-2013 (модули FIALA), при этом модель шины, показанная на рис. 9, учитывает перемещение центра пятна контакта шины на величину Δz под воздействием боковой силы F_z со скоростью V_z . Боковая жесткость шины c_z и демпфирующие свойства (коэффициент демпфирования) d_z задаются исходя из жесткости

шины и типа армирующего корда [20].

Математическое описание алгоритмов управления тормозной системы ЛА, построенное на базе двухконтурной тормозной системы с функцией антиюзовой автоматики, определяется следующими компонентами для каждой подсистемы торможения: закон изменения тормозного давления от управляющего сигнала, закон изменения тормозного момента от давления в колесе, зависимости коэффициентов сцепления от покрытия,

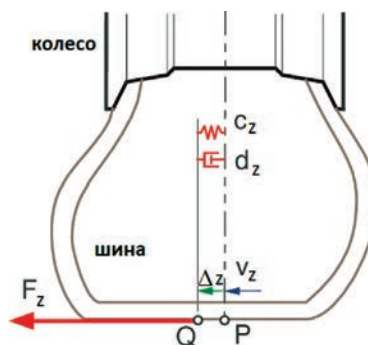


Рис. 9. Модель бокового увода шины

относительного проскальзывания (кривая описана сопряжением параболы и гиперболы) и скорости качения, частотные сигналы с датчиков частоты вращения свободных и тормозных колес.

Алгоритм управления поворотом колес передней опоры построен упрощенно встроенными средствами ADAMS на базе функции динамического отслеживания изменения четырех параметров движения: скорости качения самолета, угловой скорости самолета при вращении относительно оси Y связанной СК, угла курса ЛА и линейного отклонения от оси ВПП Δz . Для отладки алгоритма используются коэффициенты чувствительности к изменению параметров («весовые коэффициенты»).

Результаты

Математическая модель позволяет выводить описывающие динамику движения данные (линейные и угловые скорости, линейные и угловые отклонения от осевой линии ВПП, замедления, пройденный путь, параметры работы тормозной системы, параметры качения и ряд других) в количественной (графики/таблицы) и качественной (анимированное движение ЛА с трассировкой траектории) формах. Иллюстрации результатов приводятся на рис. 10 и 11.

Верификация основных модулей методики проводилась на примере реально существующих ЛА типов «маневренный» и «ограниченно маневренный» самолет со взлетными весами от 25 до 35 т. Модули СТК и МПК дали результаты расчета параметров и исполнительных механизмов, отличающихся от реально использованных на самолете не более чем на 4 ... 6%. Верификация целевой математической модели проводилась путем поочередного сравнения параметров движения реального самолета (записи средств бортовых измерений) и параметров расчета динамики движения по модели. Построенные коридо-

ры погрешностей дали расхождения в среднем 7–10% на установившихся режимах качения (после раскрутки колес при приземлении).

В качестве тестового примера использования методики была решена задача определения направления модернизации шасси для разрабатываемого семейства ограниченно-маневренных самолетов. Результатом расчетов по методике стало снижение массы системы торможения колес на 37 кг (в результате перехода на тормозные колеса меньшей размерности), массы системы поворота колес передней опоры на 9,8 кг (в результате выбора другого типа исполнительного механизма) при сохранении основных взлетно-посадочных характеристик и без ужесточения ограничений по базированию (проверки проведены с использованием математической модели).

Выводы

Предложена современная методика формирования проектных решений в части систем управления движением по земле для трехопорного шасси с носовой опорой на основе предиктивной оценки характеристик и ограничений при движении по земле при наличии исходных данных в объеме эскизно-типового проектирования, позволяющая проектировщику:

- расширить область допускаемых условий эксплуатации с точки зрения ограничений по величине бокового ветра [21];
- улучшить устойчивость и управляемость ЛА при движении по земле;
- повысить безопасность полетов, в том числе и при возникновении аварийных ситуаций в процессе движения (разрушение шин, отказы подсистем шасси);
- исключить курсовые колебания самолета, предельным случаем которых является сход с ВПП;
- повысить ВПХ;

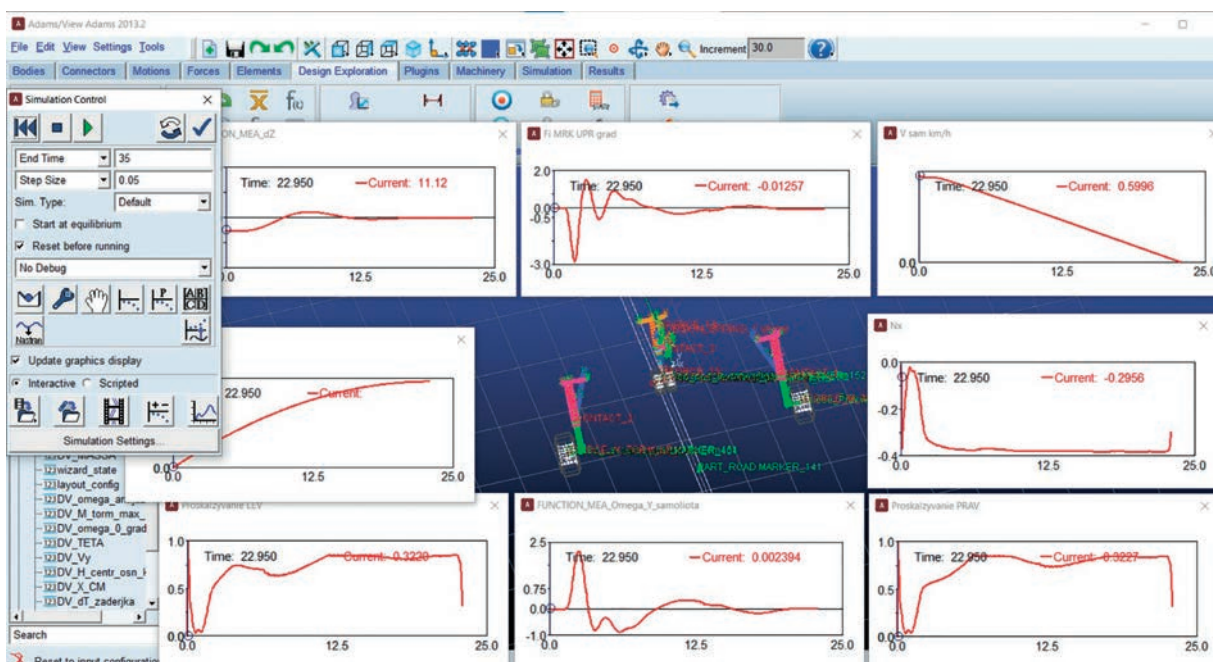


Рис. 10. Количественные результаты расчета (параметры динамики движения)

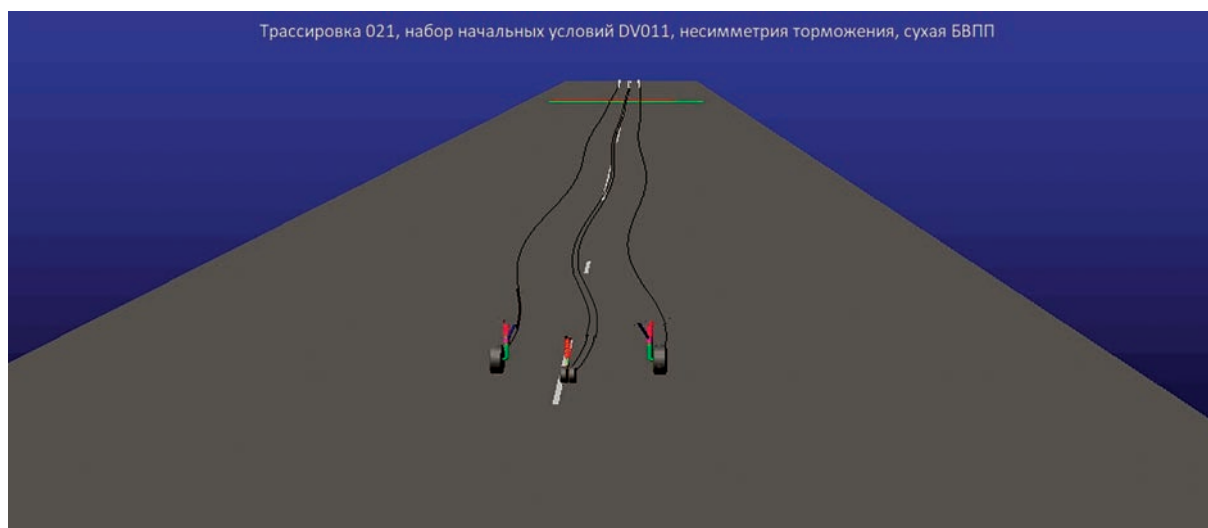


Рис. 11. Качественный результат расчета (трассировка траектории)

- добиться повышения весовой отдачи за счет выбора оптимальной конфигурации и типа силовых приводов.

Список источников

- Капустин А.Г. Самолеты нового поколения // Наука и инновации. 2019. № 9(199). С. 16–20.
- Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. и др. Проектирование самолетов: Учебник. – 5-е изд. – М.: Инновационное машиностроение, 2018. – 864 с.
- Беспалов В.А. Комплексная методика проектирования шасси самолета: Дисс. ... канд. техн. наук. – Нижний Новгород, 1996. – 178 с.
- Богачева Н.А., Жуков А.Д., Коновалов А.С. Авиационные системы антиюзовой автоматики: Учебное пособие. – СПб.: СПбГУАП, 1999. – 84 с.
- Гликман Б.Ф. Математические модели пневмогидравлических систем. – М.: Наука, 1986. – 368 с.
- Подружин Е.Г., Загидулин А.Р., Шинкарев Д.А. Моделирование копровых испытаний опоры шасси магистрального самолета // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 106–117. DOI: 10.34759/vst-2021-4-106-117
- Колышев Е.С., Крапивко А.В. Экспериментальные методы определения динамических характеристик опор шасси самолета // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 66–80. DOI: 10.34759/vst-2019-4-66-80
- Коконин С.С., Крамаренко Е.И., Матвеев А.М. Основы проектирования авиационных колес и тормозных систем. – М.: Изд-во МАИ, 2007. – 264 с.
- Гарганеев А.Г., Харитонов С.А. Технично-экономические оценки создания самолета с полностью электрифицированным оборудованием // Доклады ТУСУРа. 2009. № 2(20). С. 179–184.
- Надараица Ц.Г., Шестаков И.Я., Фадеев А.А. Привод колеса шасси самолета // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 109–113.
- Бехтина Н.Б. Применение усовершенствованной математической модели работы шасси в системе математического моделирования для расследования инцидента при посадке самолета Ту-154 // Научный Вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность. 2009. № 138. С. 183–190.
- Богачева Н.А., Жуков А.Д. Алгоритм управления торможением самолета на пробеге // Приложение к журналу «Мехатроника, автоматизация, управление». Прикладные задачи системного анализа, управления и обработки информации. 2006. № 11. С. 6–9.
- Богачева Н.А., Жуков А.Д., Жуков С.А. Полунатурное моделирование системы антиюзовой автоматики самолета // Известия вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54. № 8. С. 62–65.
- Гребенкин А.В. Оценка влияния разрушения пневматиков колес передней опоры шасси при посадке самолета Ту-334-100 на ВПП различного состояния // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 12–18.
- Кубланов М.С. Основы математического моделирования динамики различных видов авиационных шасси // Научный Вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность. 2006. № 97. С. 88–93.
- Кубланов М.С., Бехтина Н.Б. Особенности взаимодействия авиационных шасси с взлетно-посадочными полосами // Вопросы строительной механики и надежности машин и конструкций: Сб. научных трудов. – М.: МАДИ (ГТУ), 2008. С. 60–71.
- Гоздек В.С. Об уравнениях качения колеса с упругой пневматической шиной // Ученые записки ЦАГИ. 1984. Т. 15. № 2. С. 90–99.
- Дедков В.К. Исследование взаимодействия пневматика тормозного колеса с поверхностью при высоких скоростях качения / АН СССР. Научный совет по трению и смазке. Вып. «Трение твердых тел». – М.: Наука, 1964. С. 5–26.
- Крагельский И.В., Виноградова И.Э. Коэффициенты трения: Справочное пособие. – М.: Mashgiz, 1962. – 31 с.
- Лапишин Э.В. Силы, возникающие при касании колес летательного аппарата с взлетно-посадочной полосой // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». 2017. Т.1. С. 257–259.
- Мозоляко А.В., Акимов А.Н., Воробьев В.В. Проблемы предотвращения выкатывания гражданских воздушных судов на этапе пробега по ВПП // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 204. С. 74–77.

References

1. Kapustin A.G. *Nauka i innovatsii*, 2019, no. 9(199), pp. 16-20.
2. Pogosyan M.A., Liseitsev N.K., Strelets D.Yu. et al. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft design), 5th ed, Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2018, 864 p.
3. Bespalov V.A. *Kompleksnaya metodika proektirovaniya shassi samoleta* (Complex methodology of designing aircraft landing gear). Doctor's thesis, Nizhnii Novgorod, Nizhegorodskii gosudarstvennyi universitet im. N.I. Lobachevskogo, 1996, 178 p.
4. Bogacheva N.A., Zhukov A.D., Konovalov A.S. *Aviatsionnye sistemy antiyuzovoi avtomatiki* (Aviation systems of anti-aircraft automatics), St. Petersburg, SPbGUAP, 1999, 84 p.
5. Glikman B.F. *Matematicheskie modeli pnevmogidravlicheskikh sistem* (Mathematical models of pneumohydraulic systems), Moscow, Nauka, 1986, 368 p.
6. Podruzhin E.G., Zagidulin A.R., Shinkarev D.A. Drop testing simulation of the mainline aircraft landing gear. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 106-117. DOI: 10.34759/vst-2021-4-106-117
7. Kolyshev E.S., Krapivko A.V. Experimental methods for determining dynamic characteristics of aircraft landing gear. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 66-80. DOI: 10.34759/vst-2019-4-66-80
8. Kokonin S.S., Kramarenko E.I., Matveenko A.M. *Osnovy proektirovaniya aviatsionnykh koles i tormoznykh sistem* (Fundamentals of designing aircraft wheels and braking systems), Moscow, Izd-vo MAI, 2007, 264 p.
9. Garganeev A.G., Kharitonov S.A. *Doklady TUSURa*, 2009, no. 2(20), pp. 179-184.
10. Nadaraia T.G., Shestakov I.Y., Fadeev A.A. Aircraft landing gear wheels actuator. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 109-113.
11. Bekhtina N.B. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA. Seriya Aeromekhanika i prochnost'*, 2009, no. 138, pp. 183-190.
12. Bogacheva N.A., Zhukov A.D. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2006, no. 11, pp. 6-9.
13. Bogacheva N.A., Zhukov A.D., Zhukov S.A. *Izvestiya VUZov. Priborostroenie*, 2011, vol. 54, no. 8, pp. 62-65.
14. Grebenkin A.V. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA*, 2011, no. 172, pp. 12-18.
15. Kublanov M.S. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA. Seriya Aeromekhanika i prochnost'*, 2006, no. 97, pp. 88-93.
16. Kublanov M.S., Bekhtina N.B. *Voprosy stroitel'noi mekhaniki i nadezhnosti mashin i konstruktii. Sbornik statei*, Moscow, MADI (GTU), 2008, pp. 60-71.
17. Gozdek V.S. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1984, vol. 15, no. 2, pp. 90-99.
18. Dedkov V.K. AN SSSR. *Nauchnyi soviet po treniyu i smazke. Vypusk "Trenie tverdykh tel"*, Moscow, Nauka, 1964, pp. 5-26.
19. Kragel'skii I.V., Vinogradova I.E. *Koeffitsienty treniya: Spravochnoe posobie* (Friction coefficients: Reference Manual), Moscow, Mashgiz, 1962, 31 p.
20. Lapshin E.V. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost' i kachestvo"*, 2017, vol. 1, pp. 257-259.
21. Mozolyako A.V., Akimov A.N., Vorob'ev V.V. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA*, 2014, no. 204, pp. 74-77.

Статья поступила в редакцию 13.03.2023; одобрена после рецензирования 28.03.2023; принята к публикации 28.03.2023.

The article was submitted on 13.03.2023; approved after reviewing on 28.03.2023; accepted for publication on 28.03.2023.