

## **РАЗРАБОТКА ЭФФЕКТИВНЫХ АЛГОРИТМОВ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РЕЖИМА ТОРМОЖЕНИЯ САМОЛЕТА<sup>1</sup>**

А.М. Шевченко, Г.Н. Начинкина, М.В. Городнова

Изложена методика проектирования алгоритмов прогнозирования длины тормозного пути самолета. Разработан эффективный алгоритм прогнозирования на основе энергетического подхода к управлению летательным аппаратом. Предложена новая концепция коррекции прогноза, позволяющая повысить не только его точность, но и степень доверия к результатам прогнозирования. Выполнены статистические испытания алгоритмов при разнообразных условиях на взлетной полосе и различных конфигурациях самолета. Приведены доказательства достоверности прогноза.

**Ключевые слова:** управление полетом, торможение, энергетический подход, прогнозирование.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Устойчивой тенденцией последних лет в организации пассажирских и транспортных перевозок стали уплотнение трафика и расширение допустимых погодных условий эксплуатации воздушных судов. В этой связи вопросы безопасности эксплуатации авиационной техники становятся все более острыми.

Особую роль в вопросах безопасности авиационных перевозок играет «человеческий фактор». Статистика летных происшествий (ЛП) по материалам последних как зарубежных [1, 2], так и отечественных [3—5] исследований показывает высокую долю ЛП, обусловленных участием человека в процессе выполнения полетного задания. Эта доля колеблется в зависимости от методик оценки от 50 до 70 %, причем на этапы взлета и посадки, как и во все предыдущие годы, приходится более половины ЛП [6].

Хронологический анализ ЛП не выявил тенденции к снижению общей аварийности. Более того, анализ состояния отечественного парка самолетов [7] показывает, что по мере совершенствования техники доля авиационных происшествий, связан-

ных с недостатками систем самолетов и их характеристик, уменьшилась с 40 до 15 %, а доля происшествий, обусловленных отклонениями в работе персонала, в основном экипажа, выросла с 50 до 80 %.

Повышенное внимание уделяется в настоящее время вопросам безопасности операций на взлетно-посадочной полосе (ВПП). По этому направлению в структуре Международной организации гражданской авиации (ИКАО) созданы международные комиссии с участием отечественных специалистов. Деятельность международных отделений ИКАО освещается на специальном сайте [www.icao.int/RunwaySafety](http://www.icao.int/RunwaySafety).

Наземные участки траектории движения воздушного судна выполняются под контролем или при непосредственном участии пилота в управлении. Ввиду высоких психологических нагрузок на пилота повышается вероятность ошибочных или несвоевременных действий. Возникновение непредвиденных или нештатных ситуаций при ограничении на время реакции может провоцировать стрессовые состояния пилота.

В этой связи становится очевидной необходимость улучшения информационной поддержки пилота и создания дружественной среды взаимодействия пилота с приборным оборудованием кабины. С этими целями нами были разработаны

<sup>1</sup> Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант № 15-08-02943 А.

методы и алгоритмы прогнозирования движения воздушного судна на наземных участках траектории [8–13]. Методологической базой разработок служит энергетический подход к управлению пространственным движением летательных аппаратов [1–17].

В настоящей работе получили дальнейшее развитие методы оценивания и прогнозирования ситуации при движении воздушного судна по ВПП как на этапе разбега перед взлетом, так и на режимах торможения после посадки или прерванного взлета. Повышение точности и достоверности прогноза достигнуто благодаря новому алгоритму коррекции. Для управления траекторией на режиме взлета впервые применена энергетическая система. Представлены результаты модельных испытаний алгоритмов прогнозирования в широком диапазоне условий на ВПП.

### 1. МЕТОД ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ДИСТАНЦИИ БЕЗОПАСНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

В пределах наземного участка траектории, т. е. на этапах пробежки после приземления или разбега перед взлетом, могут возникать ситуации, требующие введения режима экстренного торможения.

Причинами экстренного торможения могут быть:

- ошибки пилотирования вследствие плохих метеоусловий (ветер, низкая облачность, плохая видимость);
- загрязнение покрытия ВПП (наличие на нем воды, снега, льда, слякоти и др.);
- внезапное загромождение ВПП посторонними объектами или ее повреждение;
- отказы оборудования, организованные угрозы, нештатные или вынужденные маневры и др.

В таких ситуациях существует опасность выкатывания за пределы ВПП. В условиях дефицита времени необходимо оценить возможность экстренного торможения и останова в пределах ВПП. Длину тормозного пути определим как расстояние, на котором скорость движения будет погашена от текущей  $V(t)$  до некоторой малой величины  $\varepsilon$ . Процесс посадки схематично показан на рис. 1, где  $x(t)$  — текущее положение самолета на ВПП,  $D_{\text{торм}}$  — длина тормозного пути,  $X_{\text{торм}}$  — координата конечной точки,  $L_{\text{резерв}}$  — резерв пробега до обреза ВПП.

Отметим, что наряду со случайными воздействиями со стороны внешней среды, имеются изменения конфигурации самолета (включение-выключение реверса тяги, выпуск-уборка спойлеров (интерцепторов), сила торможения колес). Эти изменения происходят в функции изменяющихся

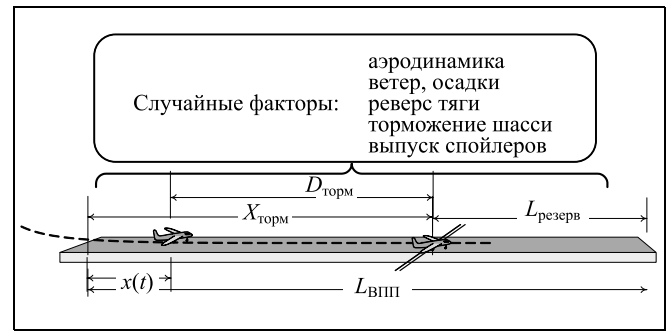


Рис. 1. Основные факторы процесса торможения

случайных координат и поэтому также являются случайными.

На этапе торможения основной прогнозируемой величиной служит длина тормозного пути  $D_{\text{торм}}$  от текущего положения самолета на ВПП до точки, в которой скорость будет погашена до конечной скорости руления  $V_p$ .

Подробное изложение метода прогнозирования на базе энергетического подхода и вывод основных соотношений был опубликован ранее в работах [11–13]. Прогноз торможения для самого общего случая, т. е. с этапа захода на посадку, должен учитывать высоту  $h$  полета. Тогда полная энергия движения на текущий момент  $t_0$ :

$$E(t_0) = 0,5mV^2(t_0) + mgh(t_0),$$

где  $m$  — масса самолета,  $g$  — ускорение свободного падения.

Прогнозное значение энергии в процессе движения по траектории  $S_{\text{прог}}$  изменяется под действием внешних сил  $F_i$ :

$$E_{\text{прог}}(t) = 0,5mV^2 t_0 + mgh(t) + S_{\text{прог}} \sum_i F_i(t),$$

В число внешних сил входят: тяга  $P$  двигателя (в том числе реверсивная), аэродинамические силы  $D$ , соответствующие текущей конфигурации, и силы торможения со стороны шасси  $F_{\text{торм}}$ . Последние зависят от коэффициента сцепления колес с покрытием, выпуска тормозных щитков и парашютов, а также от энергоемкости тормозной системы.

Моделирование или прямое измерение всех действующих сил является нетривиальной задачей. Реакцией равнодействующей этих сил служит приобретаемое ускорение. В предлагаемой методике сумма действующих сил вычисляется через продольное ускорение  $a(t)$ :  $\sum_i F_i = ma(t)$ , которое

на борту обычно определяется по измеряемой перегрузке  $n_x(t)$ :  $a(t) = gn_x(t)$ .

После выбора критерия останова  $V(t) \leq \varepsilon$  была найдена прогнозная длина тормозного пути:  $D_{\text{торм}} = S_{\text{прог}}(t) = 0,5(V^2(t) - \varepsilon^2)/gn_x(t)$ .

По вычисленной оценке предельной дальности останова самолета в поле зрения пилота может быть сгенерировано сообщение о резерве дистанции безопасного торможения:

$$L_{\text{резерв}} = L_{\text{ВПП}} - x(t) - D_{\text{торм}}.$$

Такое сообщение облегчит принятие пилотом решения об экстренном торможении.

Очевидно, что информативность и применимость прогноза для повышения ситуационной осведомленности тем выше, чем достовернее прогнозные оценки параметров движения по отношению к их реальным значениям.

Наиболее простой и очевидный прогноз дистанции торможения вычисляется в процессе движения самолета по ВПП на основе текущих энергетических характеристик и действующих сил.

В процессе движения все силы меняются в соответствии с изменением скоростного режима или по какой-либо программе (в соответствии с наставлениями и инструкциями руководств по летной эксплуатации), или в связи с непредвиденными обстоятельствами, такими как изменение состояния покрытия ВПП, отказы двигателя или тормозной системы и др. Кроме того, ветер и осадки могут изменить предполагаемые или расчетные условия на ВПП. Все эти факторы приводят к тому, что каждый реальный полет представляет собой в общем случае цепь случайных процессов, и поэтому рассчитываемые априори оценки движения самолета по ВПП не совпадают с реальными.

Таким образом, прогноз не может совпадать с реальным процессом и всегда содержит погрешность или неопределенность. Более того, прогноз по текущей ситуации всегда оказывается оптимистичным, так как основные силы торможения (реверсная тяга и аэродинамическое сопротивление) уменьшаются по мере снижения скорости движения. Для повышения достоверности прогноза в данной работе предлагается эффективный метод коррекции алгоритмов прогнозирования.

## 2. КОРРЕКЦИЯ АЛГОРИТМОВ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ

В настоящей работе принята новая концепция корректировки прогнозных значений дальности. В модельных экспериментах была выявлена сильная зависимость точности прогноза от конфигурации применяемых средств торможения. Поэтому, в отличие от работ [12] и [13], было предложено

коэффициент коррекции оптимизировать отдельно для каждой из трех типовых конфигураций средств торможения — режим максимального реверса тяги, режим с выпущенными интерцепторами и финальная конфигурация с убранной механизацией крыла.

Ранее было показано, что наибольшие погрешности прогноза возникают на участках с максимальным реверсом и с выпущенными интерцепторами.

Эти участки всегда идентифицируются в системе управления и поэтому переключение вида коррекции не вызывает затруднений.

Корректированная длина тормозного пути находится в виде  $D_{\text{торм\_кор}} = Q_{\text{кор}} D_{\text{торм}}$ . При этом коэффициент коррекции  $Q_{\text{кор}} = Q_{\text{кор}}(J_i, k_{\text{торм}}, V)$ , где  $J_i$  — признак режима,  $V$  — скорость качения.

Идентификаторами трех режимов служат логические переменные:

$$J_{\text{рев}} = 1, \text{ if } \alpha_{\text{руд}}(t) \geq |\text{REV}_{\text{max}}|;$$

$$J_{\text{инт}} = 1, \text{ if } \alpha_{\text{интерц}} \geq 0;$$

$$J_{\text{фин}} = 1, \text{ if } J_{\text{рев}} \neq 1 \text{ \& } J_{\text{инт}} \neq 1,$$

где  $\alpha_{\text{руд}}$  — угол отклонения рычага управления двигателем,  $|\text{REV}_{\text{max}}|$  — его значение на режиме максимального реверса,  $\alpha_{\text{интерц}}$  — угол отклонения интерцепторов.

Коэффициент коррекции также различается по режимам:

$$Q_{\text{кор}} = \begin{cases} Q_{\text{рев}}, & \text{if } J_{\text{рев}} \geq 1; \\ Q_{\text{инт}}, & \text{if } J_{\text{инт}} \geq 1; \\ Q_{\text{фин}}, & \text{if } J_{\text{фин}} \geq 1. \end{cases}$$

Как было показано в модельных экспериментах, в начале тормозного пути (на реверсном участке) наибольшее влияние на ошибки прогнозирования имеют коэффициент торможения  $k_{\text{торм}}$  и скорость качения  $V$ . Поскольку коэффициент торможения  $k_{\text{торм}}$  в наибольшей степени зависит от коэффициента сцепления  $k_{\text{сц}}$ , который и сообщается на борт для расчета посадки или перед разбегом, то коэффициент коррекции на участке максимального реверса  $Q_{\text{рев}}$  в явном виде учитывал именно эти факторы:  $Q_{\text{рев}} = k_{\text{рев}}(k_{\text{сц}})k_{\text{рев}}(V)$ .

На участке пробег с выпущенными интерцепторами коррекция достигалась простым масштабированием оптимальных коэффициентов по массе  $m$ , нормированной средней посадочной массой  $m_{\text{норм}} = m/90$ . После уборки интерцепторов на

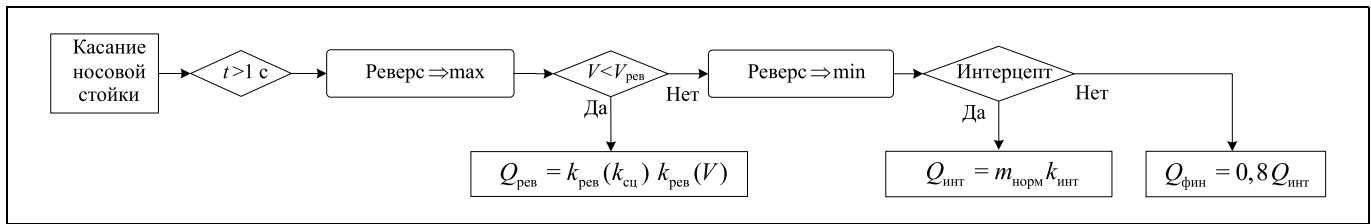


Рис. 2. Логика настройки коэффициента коррекции

финальном участке траектории коэффициент коррекции снова менял масштаб.

В отличие от метода коррекции, изложенного ранее [11], где коррекция производилась по сложной зависимости на протяжении всей траектории торможения, в настоящей работе предложено корректировать прогноз за пределами реверсного участка только на период времени с выпущенными интерцепторами. Это выполняется простым масштабированием  $Q_{\text{инт}} = k_{\text{инт}}$ . Значения  $k_{\text{инт}}$  для всех условий торможения были найдены методом поиска по критерию минимальной ошибки за весь полет.

Таким образом, в настоящей работе была сформирована логическая структура корректирующих цепей в алгоритме прогнозирования, представленная на рис. 2.

Поскольку состояния устройств торможения и действия внешних факторов меняются с высокой скоростью, то для сглаживания возможных высокочастотных всплесков все вычисленные прогнозные значения пропускаются через демпфирующий фильтр. На этапах стендовой отработки и настройки параметров системы прогнозирования имеется возможность выбирать постоянную времени фильтра в соответствующем окне переменных.

Доверие к результатам прогнозирования в первую очередь зависит от погрешностей прогноза. Чтобы иметь возможность оценивать погрешности прогноза, каждый модельный эксперимент выполнялся дважды. В первом полете фиксировалась реальная, фактическая траектория, а во втором все прогнозные оценки сопоставлялись с реальным движением. Были выполнены модельные полеты во всем диапазоне условий на этапе пробега, включая разброс значений массы, скорости и коэффициента сцепления. По результатам моделирования на множестве дискретных условий были определены погрешности прогнозирования и соответствующие им масштабные коэффициенты коррекции. Было обнаружено, что коэффициенты коррекции слабо зависят от массы самолета. Поэтому эти зависимости были усреднены и представлены одной общей для всех масс табличной функцией. Затем для этой функции была найдена

формульная аппроксимация методом регрессионного анализа результатов модельных испытаний на режимах торможения во всевозможных погодных условиях. Были найдены варианты аналитической аппроксимации в виде полиномов 2-, 3- и 4-й степеней.

$$k_{\text{рев}}(k_{\text{сц}}) = 2,87(k_{\text{сц}})^2 - 4,50k_{\text{сц}} + 2,74;$$

$$k_{\text{рев}}(k_{\text{сц}}) = 16,14(k_{\text{сц}})^3 - 22,55(k_{\text{сц}})^2 + 8,25k_{\text{сц}} + 0,716;$$

$$k_{\text{рев}}(k_{\text{сц}}) = -131,59(k_{\text{сц}})^4 + 292,47(k_{\text{сц}})^3 - 233,41(k_{\text{сц}})^2 + 77,34k_{\text{сц}} - 7,462.$$

Для сравнения вариантов найдены осредненные ошибки прогнозирования в пределах реверсного участка и на всей траектории. Осреднение проводилось по совокупности погрешностей моделирования посадок во всех диапазонах посадочных масс (от 70 до 105 т) и коэффициентов сцепления (от 0,3 до 0,75).

Несмотря на различия аппроксимирующих полиномов, итоговые погрешности отличались не более, чем на 10 %. Малые значения погрешностей прогнозирования свидетельствуют о высокой эффективности коррекции. Сделан вывод, что замена дискретных точных зависимостей их аналитическими аппроксимациями не приводит к заметному ухудшению точности прогнозирования.

Следующим шагом на пути улучшения правдоподобия прогноза было введение в алгоритм прогнозирования дополнительной настройки коэффициента коррекции по скорости.

Из множества возможных вариантов был выбран метод масштабирования по относительной скорости. Эмпирическая зависимость от скорости была найдена в виде

$$k_{\text{рев}}(V) = k_1(k_0 + (1 - k_0)V/V_n),$$

где  $V_n$  — начальная скорость торможения,  $k_1$  — коэффициент, определяющий общую интенсивность коррекции,  $k_0$  — коэффициент, меняющий степень и знак коррекции по мере движения самолета

Рис. 3. Главное окно настроек режимов моделирования

по ВПП. Настраечные коэффициенты  $k_0$  и  $k_1$  определялись методом поиска на множестве полетных условий по критерию минимума средней погрешности прогноза на реверсном участке.

### 3. СТАТИСТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ АЛГОРИТМА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ДИСТАНЦИИ ТОРМОЖЕНИЯ

Для исследования алгоритмов прогнозирования был разработан специальный моделирующий стенд. В нем предусмотрен набор режимов, позволяющих провести синтез скорректированных алгоритмов прогнозирования и их испытания. Стенд оборудован развитыми сервисными средствами для задания условий эксперимента, обработки и регистрации результатов. По мере расширения круга решаемых задач стенд оснащается новыми функциями.

Фрагмент главного окна стенда в современной конфигурации, показывающий возможности настроек, представлен на рис. 3.

Стенд работает в трех основных режимах.

- Поиск оптимальных коэффициентов коррекции. Возможны варианты поиска:
  - для одного набора начальных условий и выбранных коэффициентов;
  - поиск всех коэффициентов на сетке начальных условий.

Критериями оптимальности могут быть заданы ошибки прогноза на любом из трех характерных участков траектории.

- Одиночные прогоны. Здесь задаются условия в начале режима торможения — масса самолета, скорость и коэффициент сцепления с покрытием ВПП. Произвольные или оптимальные коэффициенты коррекции задаются оператором.

- Статистические испытания алгоритмов прогнозирования. Для любого сочетания начальных условий торможения, заданного в главном окне (см. рис. 3), выполняется желаемая серия прогонов. Случайными возмущениями являются разброс массы самолета и коэффициента сцепления. Закон распределения может быть назначен нормальным или равномерным.

На режимах моделирования имеется возможность имитировать отказ двигателя, включить ветровые возмущения, исследовать влияние нештатного отключения реверса тяги. Модель алгоритмов прогнозирования содержит базу настроек алгоритма на дискретном множестве условий торможения. Чтобы сделать покрытие области настроек непрерывным, в составе программного обеспечения предусмотрен модуль интерполяции коэффициентов коррекции в функции трех аргументов  $[k_0, k_1, k_i] = \text{INTERPOL}[m, k_{\text{сц}}, V_{\text{пос}}]$ , где  $V_{\text{пос}}$  — посадочная скорость.

В состав сервисного программного обеспечения исследовательского стенда был включен программный модуль для анализа результатов статистических испытаний разрабатываемых алгоритмов прогнозирования. Модуль статистических испытаний был настроен на анализ погрешностей прогнозирования точки останова в процессе торможения самолета на ВПП. Фрагмент окна программы статистического анализа показан на рис. 4. Изображение окна показано после открытия в нем одной из таблиц результатов статистического моделирования этапов торможения на посадках.

Для дальнейшего анализа производится выбор любой из погрешностей виртуальными клавишами:

Выбор ОшРев ОшРевЗн ОшИнт ОшПолн ОшПолнЗн Vвыкат





|                                                                                         |     |       |       |      |      |      |      |       |       |      |       |     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------|-----|-------|-------|------|------|------|------|-------|-------|------|-------|-----|
| Файл : G:\MIEA\TU-204_brake_OK\ TU-204_brake_2018.01.18_(ПоОшПолн) \Результ.Моделир (St |     |       |       |      |      |      |      |       |       |      |       |     |
| -----                                                                                   |     |       |       |      |      |      |      |       |       |      |       |     |
| 0 :                                                                                     | 1   | 0.505 | 90.45 | 1.55 | 0.90 | 0.95 | 3.28 | -1.81 | 5.96  | 4.20 | -1.81 | 0.  |
| 50 :                                                                                    | 51  | 0.472 | 90.47 | 1.55 | 0.90 | 0.95 | 3.72 | -1.60 | 11.41 | 5.38 | -3.20 | 5   |
| 100 :                                                                                   | 101 | 0.506 | 89.64 | 1.55 | 0.90 | 0.95 | 3.39 | -2.73 | 8.14  | 4.32 | -2.82 | 0.  |
| 150 :                                                                                   | 151 | 0.509 | 90.26 | 1.55 | 0.90 | 0.95 | 4.48 | -4.32 | 7.52  | 4.60 | -3.24 | 0.  |
| 200 :                                                                                   | 201 | 0.511 | 89.14 | 1.55 | 0.90 | 0.95 | 6.67 | -6.67 | 10.56 | 5.71 | -5.15 | 0   |
| 250 :                                                                                   | 251 | 0.495 | 89.92 | 1.55 | 0.90 | 0.95 | 2.73 | 0.76  | 6.61  | 4.27 | -1.03 | 0.0 |
| 300 :                                                                                   | 301 | 0.469 | 88.68 | 1.55 | 0.90 | 0.95 | 4.71 | -4.65 | 18.24 | 6.79 | -6.42 | 5   |
| 350 :                                                                                   | 351 | 0.479 | 88.61 | 1.55 | 0.90 | 0.95 | 3.42 | -2.69 | 14.82 | 5.62 | -4.78 | 4   |

|      |         |       |       |         |       |        |          |        |              |    |            |
|------|---------|-------|-------|---------|-------|--------|----------|--------|--------------|----|------------|
| Файл | Открыть | Выбор | ОшРев | ОшРевЗн | ОшИнт | ОшПолн | ОшПолнЗн | Вывкат | № переменной | 10 | Сортировка |
|------|---------|-------|-------|---------|-------|--------|----------|--------|--------------|----|------------|

Рис. 4. Окно программы статистического анализа после открытия файла результатов моделирования 10 тыс. полетов

|              |            |          |         |       |                           |             |                        |                          |        |
|--------------|------------|----------|---------|-------|---------------------------|-------------|------------------------|--------------------------|--------|
| ОТКРЫТЬ ФАЙЛ | ПОСТРОИТЬ  | Ушаг 2   | ГРАФИК  | ОТЧЕТ | Допуск на ошибку прогноза | % метр 5 10 | Доверительный интервал | Доверит. уровень (%) 95  | РАСЧЕТ |
| Ф.Распред    | НФ.Распред | Хшаг 0.1 |         |       | Ошибок в допуске          | % ошибок    | Границы доверия        | Кол-во ошибок в границах |        |
| Плотность    | Ln(Плотн)  | Шрифт 14 | В БУФЕР |       | Слева 123                 | 12.3 %      | Слева 2,148429         | Слева 37                 |        |
|              |            |          |         |       | Справа 157                | 15.7 %      | Справа 2,582277        | Справа 22                |        |

Рис. 5. Окно настроек графопостроителя статистических характеристик

По результатам испытаний создается итоговый документ, в котором перечисляются условия тестирования и регистрируются все основные показатели всех координат процесса торможения в каждом пуске. Фрагмент сводной таблицы результатов статистических испытаний представлен табл. 1.

По сравнению с ранее полученными результатами [12, 13] имеет место значительное уменьшение среднего арифметического и дисперсии ошибок. Этот эффект объясняется использованием коэффициентов коррекции, оптимизированных по критерию минимума ошибок прогноза на реверсном участке, а также новой структуры цепи коррекции улучшенного алгоритма прогнозирования, применяемого в настоящем исследовании.

В программе анализа результатов статистических испытаний предусмотрена возможность построения графиков функции распределения и плотности вероятности. Окно управления сервисной графической программы показано на рис. 5.

В настоящей работе ставилась задача оценить число неточных или ошибочных прогнозов по отношению к реальным событиям. С этой целью в программе анализа была реализована функция определения результатов прогнозирования, находящихся в пределах допуска на отклонение от точного значения параметра. В нашей постановке это была дальность до точки останова (или дальность до скорости руления). Размер этого допуска может устанавливаться в окне настроек. Ошибки могут быть как отрицательными, так и положительными. Применительно к посадке самолета они приобретают качественные различия и интерпретируются как пессимистические или оптимистические. Последствия таких ошибок существенно различаются. Поэтому в программе определяются отдельно ошибки «справа» и «слева» от точного значения.

После перехода в режим построения графиков на экране изображается экспериментальная функция распределения вместе с аналитической нормальной с теми же моментами. Для получения

Таблица 1

Результаты статистических испытаний

| №            | Ксц   | Масса | K0opt | K1opt | Ki opt | ОшРев | ОшРев.Зн | ОшИнт | ОшПолн | ОшП.Зн |
|--------------|-------|-------|-------|-------|--------|-------|----------|-------|--------|--------|
| M(*)         | 0,500 | 89,77 | 0,85  | 0,95  | 1,15   | 12,67 | 12,24    | 5,65  | 10,72  | 0,81   |
| СКО(*)       | 0,000 | 2,57  | 0,00  | 0,00  | 0,00   | 1,85  | 1,25     | 4,42  | 0,77   | 2,37   |
| MAX(ОшРев)44 | 0,500 | 96,18 | 0,85  | 0,95  | 1,15   | 18,21 | 11,29    | 11,59 | 12,40  | 5,15   |
| MIN(ОшРев) 7 | 0,500 | 84,36 | 0,85  | 0,95  | 1,15   | 8,75  | 8,75     | 16,77 | 12,54  | -4,83  |

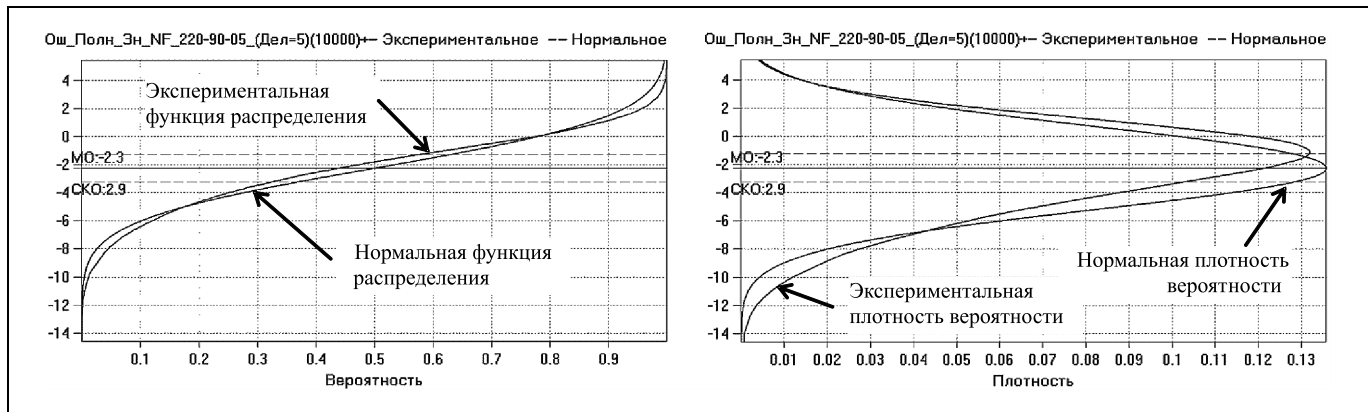


Рис. 6. Функции распределения и плотности вероятности ошибок прогнозирования

статистических оценок выполнялись серии экспериментов по 10 тыс. полетов. Кроме функции распределения, строится график плотности вероятности. На рис. 6 для примера показаны экспериментальные функции распределения и соответствующие им плотности вероятности ошибок прогнозирования дистанции торможения ( $\Delta D_{\text{торм}}$ ) самолета массой 90 т от начальной скорости 220 км/ч. На каждом графике нанесена аналитическая аппроксимация функции распределения нормальным законом. Там же отмечены уровень математического ожидания (МО) и ширина 5 %-го допуска на ошибки.

По сравнению с результатами работы [12] видно существенное уменьшение ошибок. Этот эффект вызван улучшением алгоритмов прогнозирования, описанных выше.

Как видно из графиков, случайные ошибки прогнозирования имеют распределения, близкие к нормальному закону распределения. Малые значения среднего арифметического и дисперсии ошибок свидетельствуют о высокой точности прогноза, которая достигается эффективной коррекцией алгоритмов прогнозирования.

Процесс торможения — один из самых динамичных и напряженных этапов полета. Поэтому все действия экипажа и режимы автоматических систем торможения жестко регламентированы руководствами по летной эксплуатации. Это позволяет достаточно правдоподобно предсказать развитие процесса торможения, соблюдая все предписанные регламентом манипуляции. Основные события на этапе торможения происходят в последовательности: касание основных стоек шасси, опускание носовой стойки, выпуск интерцепторов, включение и выключение реверса тяги, уборка интерцепторов, обжатие тормозных колодок колес.

Как и ожидалось, наиболее сильное влияние на динамику процесса оказывает реверс тяги двигателя. Были исследованы и сопоставлены ошибки прогнозирования в течение всего этапа торможения (Ош. полн) и ошибки только на режиме с включенным реверсом (Ош. рев). Параметры коррекции были найдены методом поиска по двум различным критериям — по критерию минимума ошибок на участке реверса тяги  $\min(\text{Ош. рев})$  и по критерию минимума ошибок на всей траектории торможения  $\min(\text{Ош. полн})$ . Повышение достоверности прогноза на участке реверсирования имеет большое значение. Это обусловлено тем, что на этом участке скорость движения наиболее высока, что приводит пилота в состояние повышенного психологического напряжения. Поэтому информационная поддержка в форме точных оценок развития ситуации на участке реверсирования будет весьма полезна для принятия решения пилотом в условиях дефицита времени.

Основную погрешность в прогноз вносит реверсный участок, а оптимизация по критерию минимума ошибки на реверсном участке также значительно снижает полную ошибку за весь пробег.

Первый критерий обеспечивает весьма малые ошибки, и поэтому дальнейшие оценки качества прогнозирования выполнялись в варианте настроек, оптимизированных по критерию минимума ошибок на реверсном участке.

В работе найдено число неточных или ошибочных прогнозов, находящихся в пределах допуска на отклонение от истинного значения параметра.

В табл. 2 показано число ошибочных прогнозов дальностей до точки останова, попадающих в допуски различной ширины.

Моделировался режим торможения самолета с начальной скоростью 220 км/ч, массой 90 т и коэффициенте торможения 0,5. Рассеяния исходных случайных масс самолета и коэффициента сцепле-



ния были приняты заведомо завышенными и составляли 10 % по каждому параметру. Число модельных посадок 10 тыс.

Данные в табл. 2 показывают несимметричное распределение ошибок прогноза, что хорошо видно по разнице ошибок справа и слева. Причем оптимистических ошибок больше. Такой характер распределения в пределах любого допуска с большей вероятностью будет допускать более затратные последствия от ошибочных принятых решений.

В табл. 3 приведено число ошибочных прогнозов дальностей до точки останова, попадающих в допуск 5 % для разных масс самолета и в доверительный интервал с уровнем доверия 95 %. Здесь разброс входных случайных параметров составил 5 %.

Обращает на себя внимание малая ширина доверительного интервала — менее 3 м. Это означает, что в этом интервале с вероятностью 95 % находится истинное среднее значение дальности до точки останова.

Для оценки серьезности последствий авиационных происшествий в ICAO принята шкала из пяти уровней. Сервисные средства стенда дают возможность получать распределения ошибок заниженных (т. е. опасных) прогнозов по пяти интервалам. На рис. 7 представлены результаты анализа 1 тыс. тормозных режимов самолета массой 90 т на загрязненной ВПП с коэффициентом торможения 0,5. На гистограмме показано число ошибоч-

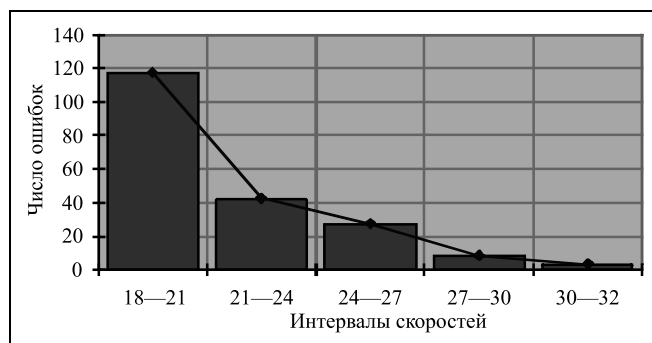


Рис. 7. Распределение ошибок прогнозирования по пяти уровням серьезности

ных прогнозов скорости выкатывания, попадающих в каждый из пяти интервалов скоростей.

Видно, что наибольшее число прогнозов попадает в интервал со скоростями выкатывания 18÷21 м/с, а в интервалы с большими скоростями выкатывания попадает наименьшее число ошибочных прогнозов.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена методика проектирования алгоритмов прогнозирования терминальных состояний во время выполнения взлетно-посадочных операций. На режиме торможения — это состояния останова или качения на малой скорости руления для причаливания к терминалу выхода. Процесс торможения происходит под действием разных меняющихся источников сил, в том числе устройств реверсирования тяги, интерцепторов и сопротивления шасси. Поэтому алгоритм прогнозирования должен обладать свойствами адаптации к условиям движения. Полученный ранее алгоритм прогнозирования дальности до финальной точки траектории дополнен алгоритмом коррекции результатов на каждом из трех типовых участках траектории. Коррекция учитывает состояния устройств торможения и имеет целью приблизить результаты прогноза к реальной траектории. Правдоподобие прогноза в работе подтверждено статистическими испытаниями. Приведены оценки для допустимых интервалов рассеяния и доверительных интервалов вычисления математического ожидания.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Rallo N. The European Regional Aviation Safety Group (RASG-EUR) // FSFI International Workshop, 15 May 2012. — URL: [http://www.aviationunion.ru/Files/2\\_En\\_Rallo\\_ICAO\\_RASG-EUR.pdf](http://www.aviationunion.ru/Files/2_En_Rallo_ICAO_RASG-EUR.pdf) (дата обращения: 12.02.2018).

Таблица 2

Числа ошибочных прогнозов точки останова

| Допуск на ошибку прогноза, %     | 1   | 2   | 3   | 4    | 5    |
|----------------------------------|-----|-----|-----|------|------|
| Ошибки слева (оптимистические)   | 286 | 608 | 920 | 1223 | 1538 |
| Ошибки справа (пессимистические) | 267 | 505 | 712 | 912  | 1110 |
| Различие                         | 19  | 103 | 208 | 311  | 428  |

Таблица 3

Статистика ошибок в допуске и в доверительном интервале

| Масса, т | Число ошибок в 5 %-м допуске |        |       | Доверительный интервал $P = 0,95$ |        |        |
|----------|------------------------------|--------|-------|-----------------------------------|--------|--------|
|          |                              |        |       | Граница, м                        |        |        |
|          | Слева                        | Справа | Всего | Левая                             | Правая | Ширина |
| 70       | 62                           | 66     | 128   | 48,42                             | 50,94  | 2,52   |
| 90       | 59                           | 66     | 125   | 63,46                             | 66,19  | 2,73   |
| 105      | 48                           | 53     | 101   | 65,67                             | 68,27  | 2,6    |



2. *Rallo N.* Runway safety: the big picture // ICAO Regional Runway Safety Seminar (RRSS). — Moscow, 6–8 November 2012. — URL: <https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/event/files/131106-ICAO-regional-runway-safety-seminar-agenda.pdf> (дата обращения: 12.02.2018).
  3. *Sharov V.* Development of Overrun Prognosis System in Volga-Dnepr Airline // ICAO Regional Runway Safety Seminar (RRSS), Moscow, 6–8 November 2012.
  4. *Jarinov S.* Role of the Regulator // ICAO Regional Runway Safety Seminar (RRSS), Moscow, 6–8 November 2012.
  5. *Шаров В.Д.* Методика оценки вероятности выкатывания воздушных судов за пределы ВПП при посадке // Научный вестник МГТУ гражданской авиации. — 2007. — № 122. — С. 61–66.
  6. *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959–2016.* Boeing, August 2017. — URL: <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf> (дата обращения: 12.02.2018).
  7. *Ковман В.Д., Полтавец В.А., Теймуразов Р.А.* Сравнительный анализ безопасности полетов отечественных и зарубежных самолетов // Транспортная безопасность и технологии. — Декабрь 2005. — № 4 (5).
  8. *Shevchenko A.M.* Some Means for Informational Support of Airliner Pilot // 5th Int. Scientific Conf. on Physics and Control (Physcon 2011). Leon, Spain, Sept. 5–8 2011. — P. 1–5. — URL: <http://lib.physcon.ru/doc?id=78f90e41e746/> (дата обращения: 12.02.2018).
  9. *Шевченко А.М., Павлов Б.В., Начинкина Г.Н.* Метод прогнозирования взлета самолета при наличии высотных препятствий // Изв. Южного федерального университета, техн. науки. — 2012. — № 3. — С. 167–172.
  10. *Шевченко А.М., Солонников Ю.И., Начинкина Г.Н.* Разработка и исследование метода прогнозирования взлета самолета // Проблемы управления. — 2012. — № 6. — С. 63–68.
  11. *Kuznetsov A., Shevchenko A., Solonnikov Ju.* The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing // 19<sup>th</sup> IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013). — Germany, 2013. — Preprints. — P. 183–187.
  12. *Шевченко А.М., Начинкина Г.Н.* Энергетический метод прогнозирования безопасного торможения самолета // Проблемы управления. — 2014. — № 4. — С. 38–44.
  13. *Шевченко А.М.* Разработка и исследование метода прогнозирования дистанции пробега самолета на посадке // Мехатроника, автоматизация, управление. — 2015. — Т. 16, № 12. — С. 841–847.
  14. *Шевченко А.М., Павлов Б.В., Начинкина Г.Н.* Применение энергетического подхода для проектирования систем управления полетом // Тр. XII Всерос. совещ. по проблемам управления (ВСПУ 2014), Москва, ИПУ РАН. — М., 2014. — С. 3417–3430.
  15. *Борисов В.Г., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М.* Энергетический подход к управлению полетом // Автоматика и телемеханика. — 1999. — № 6. — С. 59–70.
  16. *Kurdjukov A.P., Nachinkina G.N., Shevtchenko A.M.* Energy approach to flight control // AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control. — AIAA. — Boston, 1998. — Paper 98–4211.
  17. *Павлов Б.В., Шевченко А.М., Начинкина Г.Н.* Энергетический подход и его использование для проектирования систем управления полетом // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. — 2003. — Т. 8, вып. 2 (16). — С. 24–43.
- Статья представлена к публикации членом редколлегии Б.В. Павловым.*
- Шевченко Андрей Михайлович** — канд. техн. наук, ст. науч. сотрудник, ✉ [anshev@ipu.ru](mailto:anshev@ipu.ru),
- Начинкина Галина Николаевна** — науч. сотрудник, ✉ [nach\\_gala@ipu.ru](mailto:nach_gala@ipu.ru),
- Городнова Мария Владимировна** — математик,
- Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва.



## Содержание сборника «Управление большими системами»

2017, вып. 70

- Бакаев М.А.** Определение сложности задач для зрительно-пространственной памяти и пропускной способности человека-оператора. — С. 25–57.
- Бочаров П.С., Горяшко А.П.** О субоптимальных решениях антагонистических игр разбиений. — С. 6–24.
- Кузнецов А.В.** Организация строя агентов с помощью клеточного автомата. — С. 136–167.
- Лосев А.Г., Левшинский В.В.** Интеллектуальный анализ термометрических данных в диагностике молочных желез. — С. 113–135.
- Мелентьев В.А.** О топологической отказоустойчивости масштабируемых вычислительных систем. — С. 58–86.
- Ростова Е.П., Гераськин М.И.** Оптимальная функция издержек предотвращения промышленных рисков фирмы. — С. 87–112.

2018, вып. 71

- Горбанева О.И., Мурзин А.Д., Угольников Г.А.** Механизмы согласования интересов при управлении проектами развития территорий. — С. 61–97.
- Железнов К.О., Квинто Я.И., Хлебников М.В.** Решение задачи слежения для линейной системы управления на основе метода инвариантных эллипсоидов. — С. 45–60.
- Кузнецов А.В.** Краткий обзор многоагентных моделей. — С. 6–44.
- Резчиков А.Ф., Кушников В.А., Иващенко В.А.** и др. Модели и алгоритмы управления процессом сварки роботизированными технологическими комплексами по критерию качества производимой продукции. — С. 98–122.

Тексты статей в свободном доступе на сайте <http://ubs.mtas.ru/>