

А. М. Шевченко, канд. техн. наук, ст. науч. сотр., anshev@ipu.ru,
Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН, г. Москва

Энергетический метод прогнозирования дистанции торможения воздушных судов

Разработан модифицированный алгоритм прогнозирования тормозного пути самолета на основе энергетического подхода к управлению полетом. Проведено статистическое моделирование процесса торможения пассажирского самолета в широкой эксплуатационной области. Найдены обобщенные статистические характеристики ошибок прогнозирования на характерных режимах. Исследованы статистические свойства алгоритмов прогнозирования. Получены распределения ошибок по зонам вероятных скоростей выкатывания.

Ключевые слова: энергетический подход, метод прогнозирования, достоверность прогноза, информационная поддержка, посадка

Введение

Устойчивой тенденцией последних лет в организации пассажирских и транспортных перевозок стало уплотнение трафика и расширение допустимых погодных условий эксплуатации воздушных судов (ВС). Особое внимание уделяется вопросам безопасности операций на взлетно-посадочной полосе (runway safety). Управление ВС на режимах взлета/посадки осуществляется с участием экипажа. Статистика летных происшествий (ЛП) по материалам последних как зарубежных [1, 2], так и отечественных [3–5] исследований показывает, что доля ЛП, обусловленных участием человека в процессе выполнения полетного задания, колеблется в зависимости от методик оценки от 50 до 70 %. Такая высокая доля негативных происшествий обусловлена повышенной психологической нагрузкой, скоротечностью процессов и дефицитом времени на принятие решений. В работе [6] проанализированы причины и факторы возникновения ситуаций с выкатыванием ВС за пределы взлетно-посадочной полосы (ВПП). В статье [7] исследованы статистические характеристики режимов торможения на аэродромах Канады по оригинальной методике. В наших предыдущих работах [8–11] были предложены методы оценивания текущей ситуации и прогнозирования будущего развития ситуации на ВПП. На основании таких прогнозов могут быть сформированы информационные сообщения и оповещения в поле зрения пилота. Однако для исключения ложных сообщений методы прогнозирования должны обладать не только высокой точностью, но и высокой достоверностью или надежностью результатов.

Результаты прогнозирования содержат разнополярные ошибки, т.е. прогноз может быть оптимистичным или пессимистичным. Оптимистичным называется такой прогноз, результаты кото-

рого сообщают о более благоприятном развитии ситуации, чем это будет происходить в действительности. Оценка ситуации экипажем и принятие решения по управлению полетом на основании оптимистического прогноза может в действительности привести к нежелательным, в том числе и опасным последствиям. Применительно к авиации значимость разнополярных ошибок, или цена последствий, существенно различна. Так, в случае экстренного торможения при прерванном взлете пессимистическая переоценка тормозного пути может привести к ошибочному прекращению взлета, а его оптимистическая недооценка — к выкатыванию за пределы ВПП. В первом случае это приведет к отмене или перенесению рейса и выплате штрафов, а во втором возможны поломка шасси, разрушение фюзеляжа, разрушение двигателей, их возгорание, травмирование пассажиров и др.

В настоящей работе исследуются свойства разработанных алгоритмов прогнозирования тормозного пути с точки зрения точности и достоверности результатов прогнозирования по отношению к реальным событиям.

Модификация метода прогнозирования дистанции безопасного торможения

В пределах наземного участка траектории, т.е. на этапах пробежки после приземления или разбега перед взлетом, могут возникать нештатные ситуации, требующие незамедлительной реакции пилота. Для содействия пилоту в принятии решения нами предложено информировать пилота путем прогнозирования динамики движения ВС на впередилежащем фрагменте траектории торможения.

На этапе торможения основной прогнозируемой величиной является длина тормозного пути

$D_{\text{торм}}$ от текущего положения самолета на ВПП до точки, в которой скорость качения $V(t)$ будет погашена до конечной малой скорости. С использованием критерия останова $V(t) \leq \varepsilon$, где ε — близкая к нулю малая величина, в работах [9, 10] была найдена формула расчета прогнозной длины тормозного пути в функции измеряемой продольной перегрузки $n_x(t)$:

$$D_{\text{торм}} = S(t)_{\text{прог}} = 0,5(\varepsilon^2 - V^2(t))/gn_x(t).$$

На основе оценки дальности останова ВС может быть вычислена дистанция безопасного торможения

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

и в поле зрения пилота сгенерировано сообщение об этом.

В процессе движения все силы меняются в соответствии с изменением скоростного режима или по какой-либо программе. Таким образом, прогноз не может совпадать с реальным процессом и всегда содержит погрешность или неопределенность.

Для повышения точности прогноза в данной работе предлагается новый эффективный метод коррекции алгоритмов прогнозирования. Целью коррекции являлось приближение расчетной прогнозируемой дальности до конечной точки пробега к фактической. Повышение точности прогноза в работе достигается введением в алгоритм прогнозирования коэффициента коррекции ($Q_{\text{кор}}$) результатов прогнозирования, полученных по текущим параметрам движения воздушного судна.

Скорректированная длина тормозного пути находится в виде

$$D_{\text{торм_кор}} = Q_{\text{кор}} D_{\text{торм}}$$

При этом

$$Q_{\text{кор}} = Q_{\text{кор}}(J_i, k_{\text{сц}}, V),$$

где J_i — признак режимов; $k_{\text{сц}}$ — коэффициент сцепления шасси с покрытием ВПП; V — скорость качения, км/ч.

Идентификаторами режимов являются логические переменные:

$$J_{\text{рев}} = 1, \text{ если } \alpha_{\text{руд}}(t) \geq \text{REV}_{\text{max}} \text{ и} \\ J_{\text{инт}} = 1, \text{ если } \alpha_{\text{интерц}} \geq 0.$$

Здесь $\alpha_{\text{руд}}(t)$ — положение рычага управления двигателем (РУД); REV_{max} — упор РУД в положении максимального реверса; $\alpha_{\text{интерц}}$ — угол выпуска интерцепторов.

Коэффициент коррекции также различается по режимам:

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

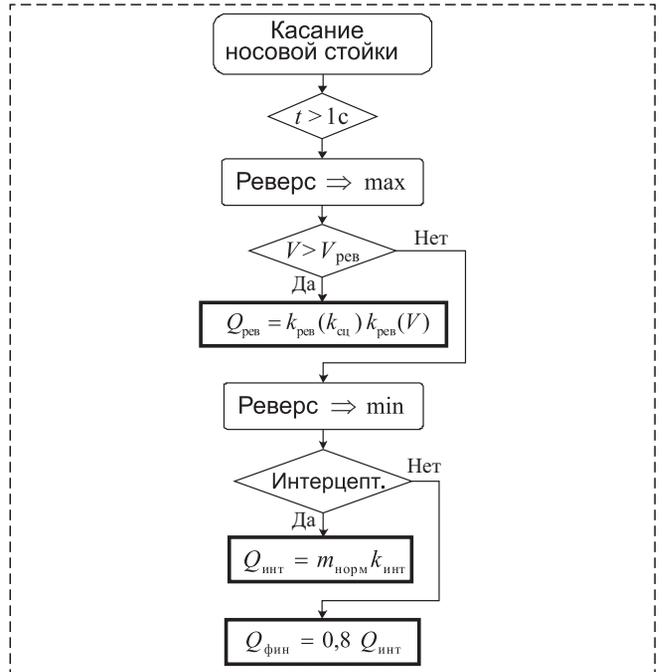


Рис. 1. Логика адаптации коэффициента коррекции к режимам торможения

Как было показано в модельных экспериментах, в начале тормозного пути (на участке с максимальным реверсом тяги) наибольшее влияние на ошибки прогнозирования имеют коэффициент сцепления $k_{\text{сц}}$ и скорость качения V . Коэффициент коррекции на участке максимального реверса $Q_{\text{рев}}$ в явном виде учитывал именно эти факторы:

$$Q_{\text{рев}} = k_{\text{рев}}(k_{\text{сц}})k_{\text{рев}}(V).$$

Режим максимального реверса продолжается, пока скорость качения не достигнет скорости принудительного выключения реверса $V_{\text{рев}}$.

На участке пробега с выпущенными интерцепторами коррекция достигалась простым масштабированием оптимальных коэффициентов $k_{\text{инт}}$ по массе, нормированной средней посадочной массой $m_{\text{норм}} = m/90$. После уборки интерцепторов коэффициент коррекции на финальном участке траектории $Q_{\text{фин}}$ уменьшался до 80 % от предыдущего значения.

В итоге была сформирована логическая структура цепи коррекции коэффициентов в алгоритме прогнозирования (рис. 1).

Критерии оптимальности алгоритмов прогнозирования событий на режимах торможения

Заход на посадку и сам процесс торможения являются одними из самых динамичных и напряженных этапов полета. На начальном участке

Оценка уровней ущерба от ошибочных прогнозов

торможения с максимальным реверсом тяги скорость движения наиболее высока, что приводит пилота в состояние повышенного психологического напряжения. Информационная поддержка в форме точных оценок развития ситуации на участке реверсирования будет весьма полезна для принятия решения пилотом в условиях дефицита времени.

Настроенные параметры алгоритмов прогнозирования могут быть оптимизированными по разным критериям — по минимуму интегральной ошибки прогнозирования дальности до финальной точки останова в зоне наиболее скоростного участка траектории и на всей траектории торможения. В работе были исследованы характеристики алгоритмов с настройками по следующим критериям:

- 1) $|\Delta D_{rev}| \Rightarrow \min t \in [t_0, t_{rev}]$
(критерий $\min(\text{Ош. рев.})$);
- 2) $\Delta D_{full} \Rightarrow \min t \in [t_0, t_{fin}]$
(критерий $\min(\text{Ош. полн.})$).

Здесь $|\Delta D_{rev}|$ — модуль интегральной ошибки на участке реверса; ΔD_{full} — алгебраическая ошибка прогнозирования на полной траектории торможения.

В табл. 1 показаны интегральные ошибки прогнозирования дальности в пределах реверсного участка и на всем пути при нескольких коэффициентах сцепления и при оптимизации настроек алгоритмов по критериям $\min(\text{Ош.рев})$ и $\min(\text{Ош.полн.})$.

Первый критерий обеспечивает достаточно малые ошибки на всех участках, зато прогноз по второму критерию дает более точные результаты на конечном участке вблизи точки останова. Поэтому дальнейшие оценки качества прогнозирования выполнялись в двух вариантах настроек. Алгоритм прогнозирования на начальном скоростном этапе торможения настраивался по критерию минимума ошибок на реверсном участке $\min(\text{Ош.рев})$. Для минимизации вероятности выкатывания использовался второй критерий $\min(\text{Ош.полн.})$.

С позиции общего подхода к анализу вариантов развития опасных событий на объектах повышенного риска, приведенного в работе [12], в рамках вероятностной модели полет может быть представлен в виде реализации одного из возможных сценариев.

Абсолютно успешное выполнение этапа торможения с нулевым ущербом — это процесс перехода ВС из состояния начального торможения в конечное состояние останова (или достижения скорости руления) I_0 в пределах ВПП. Под влиянием факторов опасности (ФО) сценарий торможения отклоняется от нормативной траектории, в результате может наступить любое из множества q возможных нештатных событий (исходов полета) I_j ($j = 1, q$).

Упрощенно представим, что каждый исход I_j описывается только двумя параметрами: вероятностью P_j его наступления и предполагаемым (гипотетическим) ущербом S_j . В ситуациях с выкатыванием за порог ВПП ущерб наиболее сильно коррелирован со скоростью, при которой произошло выкатывание [12, 13]. Ввиду недостаточной статистики по характеру повреждений в результате выкатывания и тем более в стоимостном выражении таких АП, будем считать размер ущерба (в некотором приближении) пропорциональным скорости выкатывания V_{or} :

$$S_j \cong S(V_{or}^j) = \eta V_{or}^j. \quad (1)$$

Все исходы полета образуют полную группу событий:

$$\sum_{j=1}^q P(I_j) + P(I_0) = 1.$$

Произведение вероятности каждого исхода торможения и ущерба может рассматриваться как риск, связанный с этим исходом (событием):

$$R_j = P_j S_j. \quad (2)$$

Таблица 1

Ошибки прогноза [м] на участке реверса и за весь тормозной путь

Критерий оптимизации	Коэффициент сцепления					
	0,3		0,5		0,75	
	Ош. рев.	Ош. полн.	Ош. рев.	Ош. полн.	Ош. рев.	Ош. полн.
$\min(\text{Ош.рев})$	−8,97	−8,94	−0,48	10,27	−0,23	6,03
$\min(\text{Ош.полн.})$	−21,35	−3,81	−3,54	−2,0	1,55	0,55

Сумма произведений (2) представляет собой среднее случайной величины ущерба \hat{R} , которое и является одной из возможных характеристик суммарного риска режима торможения:

$$\hat{R} = \sum_{j=1}^q P_j S_j.$$

Если предположить бесконечно большое число исходов полета, то приходим к непрерывной случайной интегральной величине ущерба, для которой риск считается как математическое ожидание $M(S)$:

$$R = M(S) = \int_{-\infty}^{+\infty} Sf(S)dS,$$

где $f(S)$ — плотность распределения вероятностей ущерба. Или при нашем допущении (1) принимаем выражение $f(S)$ через плотность распределения вероятностей скорости в виде:

$$f(S) \cong f(\eta, V_{or}).$$

Для оценки серьезности последствий АП в ИКАО принята шкала из пяти уровней. Для наших целей будем использовать такую же шкалу градаций скорости выкатывания. Статистические характеристики вероятной скорости выкатывания определим следующим образом. Каждая траектория торможения заканчивается конечным участком, на котором скорость качения монотонно уменьшается до нуля. Вид этой зависимости определяется коэффициентом сцепления колес с покрытием ВПП, массой ВС и силами торможения, развиваемыми всеми средствами торможения. Поскольку на конечном участке аэродинамические силы невелики, реверс тяги выключен, то динамика торможения зависит только от степени обжатия тормозной системы колес. В ситуациях приближения к торцу ВПП для предотвращения выкатывания естественным образом всегда используется одна и та же максимальная степень обжатия. Это позволяет зависимость скорости исписать в виде $V = V(m, \mu, D_{fin})$, где μ — коэффициент сцепления шасси с покрытием ВПП; D_{fin} — дальность до финальной точки, т.е. до останова.

Затем была поставлена задача найти статистические свойства вероятных скоростей выкатывания, обусловленных ошибками прогнозирования точки останова ВС в процессе торможения в области эксплуатационных режимов торможения.

Эта область ограничена начальными скоростями торможения, допустимыми посадочными массами и приемлемыми для эксплуатации ВС состояниями покрытия ВПП. Состояние покрытия условно характеризуется измеренным коэффициентом сцепления μ .

Как отмечалось выше, ущерб или уровень риска при выполнении финального этапа торможения

с учетом прогноза имеет явную корреляцию со скоростью выкатывания V_{or} . Очевидно, что эта скорость непосредственно зависит от расстояния в момент пересечения границы ВПП до прогнозной точки останова. Это расстояние является ошибкой прогнозирования. Таким образом, $V_{or} = f(\Delta D_{\text{торм}})$. Вид функции $f(\Delta D_{\text{торм}})$ определяется только динамикой торможения на конечном участке траектории, на котором выключен реверс, убраны интерцепторы, отсутствует аквапланирование и который поэтому хорошо детерминирован и консервативен по отношению ко всем предыдущим эволюциям траектории. Эта функция для каждой j -й конфигурации конкретного ВС определяется по записям модельных полетов. Путем обработки результатов детерминированного моделирования режимов торможения методом регрессионного анализа в работе были найдены аналитические аппроксимации функции $V_{or}^j(\Delta D_{\text{торм}}) = f^j(\Delta D_{\text{торм}})$. Поиск выполнялся специальным программным модулем, имеющимся в составе стенда.

Монотонный характер замедления ВС наиболее рационально описывается полиномиальной зависимостью. В окне настроек модуля аппроксимации можно задавать степень полинома от 2-го до 4-го порядка.

С помощью этой функции статистические характеристики дальности гипотетического выкатывания конвертируются в соответствующие характеристики скорости. Вид функции и ее аппроксимация полиномом 3-й степени приведены на рис. 2 (см. третью сторону обложки).

В среде эксплуатантов авиационной техники имеется статистика АП с описанием инцидентов с выкатыванием, включая записи всех координат процесса торможения и характера повреждений. По такой статистике может быть установлена относительная цена ущерба η в функции скорости $\eta = \eta(V_{or}^j)$, при которой произошло выкатывание. В данной работе ущерб также оценивается в относительной шкале по пяти уровням.

В качестве примера приводятся результаты статистического анализа модельных испытаний процесса торможения ВС (рис. 3, см. третью сторону обложки, и рис. 4). Номинальные условия торможения: масса ВС $m = 105$ т, $k_{\text{сц}} = 0,5$. Вариации: $3\sigma_m = 5\%$, $3\sigma_{k_{\text{сц}}} = 10\%$. Число испытаний 1000.

На рис. 3, 4 приведена графическая интерпретация результатов в виде графиков плотности вероятности ошибок прогнозирования (рис. 3, см. третью сторону обложки) и гистограммы распределения числа ошибочных прогнозов по пяти группам скоростей выкатывания (так называемым карманам) (рис. 4).

Программа статистического анализа формирует отчет непосредственно на экране стенда (рис. 5, см. третью сторону обложки) и создает текстовый

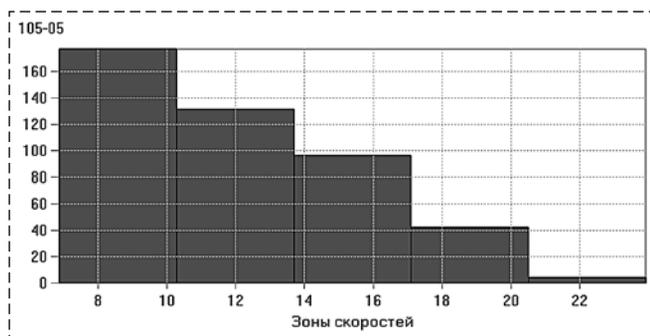


Рис. 4. Гистограмма распределения вероятных скоростей выкатывания по пяти зонам

файл отчета для распечатки документа. Фрагмент отчета с указанием границ ("от" и "до") каждого интервала дальности, соответствующего ему скоростного интервала, числа ошибок и их вероятности в этом интервале показан ниже.

```

=====
Среднее значение = -0,14368
Средне-квад. значение = 2,47688
Левые интервалы: - всего 450:
1 интервал от -8,83 до -6,74, скорость от 23,93
до 20,52 - количество 4 вероятность 0,004
2 интервал от -6,74 до -4,84, скорость от 20,52
до 17,11 - количество 42 вероятность 0,042
3 интервал от -4,84 до -3,10, скорость от 17,11
до 13,70 - количество 96 вероятность 0,096
4 интервал от -3,10 до -1,50, скорость от 13,70
до 10,29 - количество 131 вероятность 0,131
5 интервал от -1,50 до 0,00, скорость от 10,29
до 6,88 - количество 177 вероятность 0,177
=====

```

Приведенные данные показывают, что результаты прогнозирования содержат малые ошибки по отношению к реальному движению ВС, а прогнозируемые исходы с выкатыванием более вероятны с малыми скоростями и, соответственно, с малым вероятным ущербом.

Исследования алгоритмов прогнозирования на стенде

Для исследований был разработан специальный компьютерный многофункциональный стенд [11]. В его состав входила полная нелинейная модель Ту-204-200. Исследования проводили на результатах статистических испытаний алгоритмов в широком диапазоне условий торможения с посадочными массами от 70 до 105 т, коэффициентами сцепления от 0,3 до 0,7 и начальными скоростями торможения от 180 до 240 км/ч. Были выполнены серии испытаний длиной 1000 и 10 000 полетов. Итоговый отчет об испытаниях содержал записи основных параметров каждого полета и итоговую таблицу статистических оценок всех параметров на всей совокупности полетов.

При этом для каждого полета фиксировался индекс генератора случайных чисел (SEED), который использовался для моделирования всех возмущений и помех в текущем полете. Зная этот индекс, можно было воспроизвести любой полет в разовом пуске с регистрацией полного набора параметров полета и записью всех координат для детального анализа данного полета. Очевидно, что наибольший интерес представляют полеты, в которых наблюдаются наихудшие или наилучшие результаты прогнозирования. Номера этих полетов также отмечаются в сводной таблице.

Стенд непрерывно совершенствовался. Вид экрана оператора в современной версии стенда после серии испытаний из 1000 полетов с заключительным фрагментом отчета представлен на рис. 5 (см. третью сторону обложки).

В состав сервисного программного обеспечения исследовательского стенда был включен модуль для анализа результатов статистических испытаний разрабатываемых алгоритмов прогнозирования. Модуль анализа может быть настроен на анализ статистических характеристик любой из зарегистрированных переменных. Для целей настоящей работы наибольший интерес представляет анализ погрешностей прогнозирования дальности до точки останова в процессе торможения самолета на ВПП.

Программа статанализа дополнена специальной функцией определения числа прогнозов, попадающих в допуски "справа" и "слева" относительно среднего значения или нулевого значения оцениваемого параметра. Число ошибок в пределах этих допусков индицируется при построении графиков. Границы допусков на графиках функции распределения и плотности выделяются красными пунктирными линиями. При вычислении доверительного интервала может быть заказан желаемый уровень доверия. На всем диапазоне исследованных режимов торможения ширина интервала не превышала 1,5 м. Это означает, что результаты прогнозирования дальности до останова с вероятностью 95 % отстоят от истинного значения не более чем на 1,5 м.

Окно настроек модуля в функции графопостроителя показано на рис. 6.

Косвенное представление о характере распределения ошибок дает число ошибок, попадающих в трубки допуска разной ширины. В табл. 2 показаны зависимости числа прогнозов дальностей до точки останова, попадающих в допуск, от ширины этого допуска. Зависимости получены по результатам статистического моделирования режима торможения самолета с начальной скоростью 220 км/ч, массой 90 т на полосе с коэффициентом торможения 0,5. Число модельных посадок было 10 000. Статистические вариации массы и коэффициента торможения были заданы нормальными распределениями



Рис. 6. Окно модуля анализа результатов статистических испытаний

Таблица 2

Число ошибочных прогнозов точки останова

	Допуск на ошибку прогноза, %									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Ошибки слева	146	257	377	487	594	704	796	921	1003	1118
Ошибки справа	129	275	411	565	731	903	1094	1274	1492	1697

с увеличенными до 10 % рассеяниями: $3\sigma_m = 0,01m$ и $3\sigma_{k_{сн}} = 0,01k_{сн}$.

Данные в табл. 2 показывают несимметричное распределение ошибок прогноза в пределах любого допуска, что хорошо видно по разнице ошибок справа и слева, причем оптимистических, т.е. потенциально опасных ошибок, меньше. Такое распределение показывает, что тяжелые последствия от ошибочных принятых решений, основанных на предложенном методе прогнозирования, будут возникать с меньшей вероятностью, что может быть аргументом в пользу одобрения метода прогнозирования эксплуатантами.

Заключение

На основании большого объема статистических испытаний алгоритмов прогнозирования в широкой области эксплуатационных режимов было предложено оптимизировать алгоритмы по двум критериям, в соответствии с наиболее ответственными участками траектории — участком с максимальным реверсом тяги и конечным участком вблизи задней границы ВПП. В случае индикации результатов текущего прогноза в поле зрения пилота для улучшения его ситуационной осведомленности результаты должны быть не только точными, но и достоверными. Достоверность прогноза определяется статистическими характеристиками на множестве испытаний. Приведены результаты обработки серий испытаний длиной 1000 и 10 000 модельных полетов с вероятностным разбросом основных факторов процесса торможения — массы и коэффициента сцепления. Результаты свидетельствуют, что ошибки прогнозирования на реверсном участке не превышают 20 м при любой настройке алгоритма, а на конечном участке ошибки по дальности могут трансформироваться в скорость выкатывания порядка 10...15 км/ч с вероятностью 0,6. Доверительный интервал для исследованных сценариев торможения находится в пределах

1,5 м, что свидетельствует о высокой достоверности метода прогнозирования, развиваемого в наших работах [8—11].

Список литературы

1. **Rallo N.** The European Regional Aviation Safety Group (RASG-EUR) // FSFI International Workshop. 15 May 2012.
2. **Rallo N.** Runway safety: the big picture // ICAO Regional Runway Safety Seminar (RRSS). Moscow, 6—8 November 2012.
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.
6. **Reducing the Risk of Runway Excursions** // Runway Safety Initiative. Flight Safety Foundation. May 2009.
7. **Evaluation of aircraft braking performance on winter contaminated runways and prediction of aircraft landing distance using the Canadian runway friction index** // Flight Research Laboratory. Ottawa, Ontario, Canada. 2002. P. 1—66.
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/>.
9. **Шевченко А. М., Начинкина Г. Н.** Энергетический метод прогнозирования безопасного торможения самолета // Проблемы управления. 2014. № 4. С. 38—44.
10. **Kuznetsov A., Shevchenko A., Solonnikov Ju.** The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing // Proceedings of 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013). Germany. 2013. P. 183—187.
11. **Шевченко А. М.** Разработка и исследование метода прогнозирования дистанции пробега самолета на посадке // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 12. С. 841—847.
12. **Шаров В. Д.** Прогнозирование и предотвращение выкатываний самолета за пределы взлетно-посадочной полосы // Lambert Academic Publication. 2013. 115 с.
13. **Завершинский В. В.** Разработка концепции бортовой автоматизированной системы предупреждения для снижения риска выкатывания воздушных судов на пробеге: Автореф. дис. канд. техн. наук. Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации. 2011. 20 с.

The Energy Method for Predicting the Aircraft Brake-Way

A. M. Shevchenko, shev-chik@yandex.ru,

Institute of Control Sciences, Russian Academy of Sciences, Moscow, 117997, Russian Federation

Corresponding author: **Shevchenko Andrew M.**, Ph. D., Senior Staff Scientist,
Institute of Control Sciences, Russian Academy of Sciences, Moscow,
117997, Russian Federation, e-mail: shev-chik@yandex.ru

Accepted on March 05, 2018

According to estimates of numerous publications around the world, more than 50 % of all flight accidents occur on the takeoff and landing phases of aircraft flight. The main reason for these events is the "human factor". To reduce psychological stress and assist the pilot in making urgent decisions, various methods of information support have been developed previously. Pilot alert message contain information about the current and future situation. In the presented paper, we propose new efficient methods for predicting the coordinates of the aircraft on the runway during the braking phase. Predicting methods are based on the energy balance equation. For ground modes, the equation has been expanded by introducing a new member describing the mechanical resistance force of the chassis. The problem of finding the predicted coordinates of the aircraft is formulated as a terminal problem of achieving the desired value of total energy at the end point of the trajectory. This formulation made it possible to determine the length of the brake-way before reaching the stopping or taxiing speed. The information presented to the pilot should be not only accurate, but also reliable. To improve accuracy, a new correction circuit's structure was developed. The methodology of research and proof the prediction algorithm's reliability on the basis of statistical tests results is also developed. A computer stand for prediction algorithms testing was developed. The stand is equipped with service tools for registration and statistical analysis of the results. A large amount of deterministic and statistical tests of prediction algorithms in a wide operating range of flight regimes has been performed. Statistical characteristics of errors are obtained. Average prediction errors in different situations are 10–20 m. Confidence intervals of predicted brake-way expectation are calculated. They are in the range of 1.5–2 m.

Keywords: Energy approach, predicting method, prediction reliability, pilot information support, landing

For citation:

Shevchenko A. M. The Energy Method for Predicting the Aircraft Brake-Way, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 6, pp. 424–430.

DOI: 10.17587/mau.19.424-430

References

1. **Rallo N.** The European Regional Aviation Safety Group (RASG-EUR), *FSFI International Workshop*, 15 May 2012.
2. **Rallo N.** Runway safety: the big picture, *ICAO Regional Runway Safety Seminar (RRSS)*, Moscow, 6–8 November 2012.
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. **Sharov V. D.** *Metodika ocenki veroyatnosti vykatyvaniya vozdushnyh sudov za predely VPP pri posadke* (Methodology for estimating the probability of aircraft's overrun outside the runway during landing), *Nauchnyy Vestnik MGTU Grazhdanskoj Aviatsii*, 2007, no. 122 (in Russian).
6. **Reducing** the Risk of Runway Excursions, Runway Safety Initiative. Flight Safety Foundation, May 2009.
7. **Evaluation** of aircraft braking performance on winter contaminated runways and prediction of aircraft landing distance using the Canadian runway friction index, Flight Research Laboratory, Ottawa, Ontario, Canada, 2002, pp. 1–66.
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, pp. 1–5, available at: <http://lib.physcon.ru/doc?id=78f90e41e746/>.
9. **Shevchenko A. M., Nachinkina G. N.** *Jenergeticheskij metod prognozirovaniya bezopasnogo tormozhenija samoleta* (Energy method for predicting the safe deceleration of aircraft), *Control Sciences*, 2014, no. 4, pp. 38–44 (in Russian).
10. **Kuznetsov A., Shevchenko A., Solonnikov Ju.** The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing, *Proceedings of 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013)*, Germany, 2013, pp. 183–187.
11. **Shevchenko A. M.** *Razrabotka i issledovanie metoda prognozirovaniya distancii probega samoleta na posadke*. (Development and research of the method of forecasting the distance of the aircraft's run at landing.), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no. 12, pp. 841–847 (in Russian).
12. **Sharov V. D.** *Prognozirovanie i predotvrashhenie vykatyvanij samoleta za predely vzletno-posadochnoj polosy* (Predicting and preventing the aircraft's overrun beyond the limits of the runway), Lambert Academic Publication, 2013, 115 p. (in Russian).
13. **Zavershinskij V. V.** *Razrabotka koncepcii bortovoj avtomatizirovannoj sistemy preduprezhdenija dlja snizhenija riska vykatyvaniya vozdushnyh sudov na probege* (Development of the concept of an onboard automated warning system to reduce the risk of aircraft's overrun on the run), *Avtooref. dis. kand. tehn. nauk, Ul'janovskoe vysshee aviacionnoe uchilishhe grazhdanskoj aviatsii*, 2011, 20 p. (in Russian).