

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

Разработка и исследование метода прогнозирования дистанции пробега самолета на посадке¹

Разработан метод прогнозирования достижимости терминального состояния на режимах штатного или экстренного торможения самолетов. Методологической основой метода является энергетический подход к управлению движением летательных аппаратов. Для повышения достоверности прогноза предложен способ коррекции алгоритмов прогнозирования. Приведены оценки точности прогноза на основании результатов статистических испытаний алгоритма прогнозирования.

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

Введение

По мере расширения области полетов коммерческой авиации и интенсификации воздушных перевозок вопрос безопасности эксплуатации авиационной техники становится все более острым. Повышенное внимание в последнее время уделяется безопасности операций на взлетно-посадочной полосе (runway safety).

По этому направлению в структуре ИКАО созданы международные комиссии с участием отечественных специалистов. Деятельность международных отделений освещается на специальном сайте www.icao.int/RunwaySafety.

Особую роль в вопросах безопасности авиационных перевозок играет "человеческий фактор". Статистика летных происшествий (ЛП) по материалам как зарубежных [1, 2], так и отечественных [3–5] исследований показывает устойчиво высокую долю ЛП, обусловленных участием человека в процессе выполнения полетного задания. Эта доля колеблется в зависимости от методик оценки от 50 до 70 %. При этом 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, связанных с недостатками систем самолетов и их характеристик, уменьшалась с 40 до 15 %, но выросла с 50 до 80 % доля происшествий, обусловленных отклонениями в работе персонала, в основном экипажа.

Наземные участки траектории движения воздушного судна (ВС) выполняются под контролем пилота или при его непосредственном участии 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. Известно множество факторов, осложняющих полет ВС на заключительном участке траектории. Среди них выделяются следующие:

1. Нарушения/отклонения, допускаемые экипажами ВС:

- нестабилизируемые заходы на посадку;
- нарушения взаимодействия в экипаже;
- двойное управление на ВС типа А-320 или Суперджет;
- ошибки пилотирования вследствие плохих метеоусловий (ветер, низкая облачность, плохая видимость);
- перелеты при посадке;
- перегрузка при посадке;
- повышенная скорость на глиссаде;
- неприменение реверса и интерцепторов;
- потеря ситуативной осведомленности экипажем.

2. Влияние внешних активных возмущений:

- загрязнение покрытия ВПП (наличие воды, снега, льда, слякоти и др.);
- попутный или боковой ветер;
- столкновения ВС с птицами и животными.

3. Повреждения ВС на Земле:

- попадание в двигатель посторонних предметов при взлете и посадке ВС;
- внезапное загромождение ВПП посторонними объектами или ее повреждение;

¹ Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 15-08-02943 А.

- отказы оборудования, организованные угрозы, нештатные или вынужденные маневры и др.;
- неисправность тормозной системы;
- разрушение пневматиков и др.

При таком разнообразии возмущающих факторов и при возникновении нештатных режимов движения становится очевидной необходимость улучшения информационной поддержки пилота и создания дружественной аудиовизуальной среды взаимодействия пилота с приборным оборудованием кабины. С этой целью нами были предложены методы и алгоритмы прогнозирования движения ВС на наземных участках траектории [8—11].

В данной работе метод прогнозирования дистанции торможения получил дальнейшее развитие. Для повышения точности и достоверности метода разработан алгоритм коррекции. Выполнены модельные испытания алгоритма прогнозирования в широком диапазоне условий торможения на ВПП.

1. Основы энергетического подхода

Методологической базой разработок является энергетический подход к управлению пространственным движением летательных аппаратов (ЛА).

Алгоритмы управления, основанные на анализе полной энергии самолета, впервые были опубликованы в работе [12]. Сформулированный нами энергетический подход к управлению движением в пространстве использует описание движения объекта как в пространстве переменных состояния, так и в терминах его полной энергии и ее составляющих. В результате совместного решения динамических уравнений переносного движения в возмущенной атмосфере и уравнения полной энергии объекта было получено *уравнение баланса энергий* в системе объектов "летательный аппарат—силовая установка—внешняя среда" [13]:

$$\Delta H_E = \Delta H_E^{DB} + \Delta H_E^D + \Delta H_E^W.$$

Это уравнение устанавливает количественные соотношения между источником энергии и всеми ее потребителями. Уравнение записано в форме приращений удельной энергии движения:

$$H_E(*) = E(*)/mg = h + V^2/2g.$$

Единицей измерения удельной энергии является метр, поэтому она называется также энергетической высотой. Уравнение содержит следующие члены: ΔH_E — приращение энергетической высоты; ΔH_E^{DB} — удельная работа двигателя; ΔH_E^D — затраты энергии на преодоление силы лобового сопротивления; ΔH_E^W — работа ветра. Для каждого члена уравнения баланса энергий в работах [13, 14] получены интегральные выражения.

Однако на режимах движения по ВПП возникают силы сопротивления со стороны опор шасси. Поэтому уравнение баланса энергий должно быть обобщено на наземные режимы путем добавления члена $\Delta H_E^{ТОРМ}$, отражающего процесс поглощения

энергии на преодоление механических сил торможения:

$$\Delta H_E = \Delta H_E^{DB} + \Delta H_E^D + \Delta H_E^{ТОРМ} + \Delta H_E^W.$$

Новый член представлен нами в виде

$$\Delta H_E^{ТОРМ} = \int_{t_1}^{t_2} V k_{ТОРМ} dt,$$

где $k_{ТОРМ}$ — обобщенный нормированный коэффициент торможения, равный отношению суммарной силы сопротивления со стороны шасси к весу самолета. В свою очередь, сила сопротивления зависит от коэффициента сцепления колес с покрытием ВПП и степени обжатия тормозных колодок колес. При полном обжатии коэффициент торможения равен коэффициенту сцепления.

2. Метод прогнозирования дистанции торможения

Процесс посадки схематично показан на рис. 1 (см. третью сторону обложки), где обозначено: $x(t)$ — текущее положение самолета на ВПП; $D_{ТОРМ}$ — длина тормозного пути; $X_{ТОРМ}$ — координата конечной точки; $L_{резерв}$ — резерв пробега до обреза ВПП.

Прогнозную длину тормозного пути определим как расстояние, на котором скорость движения будет погашена от текущей до некоторой малой величины ε , например, до скорости рулежки:

$$S_{\text{прог}} = S(t)|_{V(t) \leq \varepsilon}.$$

Прогнозируя этап торможения для самого общего случая, т. е. с этапа захода на посадку, будем учитывать высоту полета. Полная энергия движения на текущий момент равна

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

Значение энергии в процессе движения определяется работой внешних сил на траектории S :

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

В число внешних сил F_i входят: тяга двигателя (P), в том числе реверсивная, аэродинамические силы (D), соответствующие текущей конфигурации, и силы торможения со стороны шасси ($F_{ТОРМ}$). 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 является приобретаемое ускорение. В предлагаемой методике сумма действующих сил естественным образом вычисляется через продольное ускорение $a(t)$:

$$\sum_i F_i = ma(t),$$

которое на борту обычно определяется по измеряемой перегрузке $n_x(t)$:

$$a(t) = gn_x(t).$$

Выбрав критерий останова $V(t) \leq \varepsilon$, где ε — близкая к нулю малая величина, была найдена прогнозная длина тормозного пути:

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

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, безусловно, полезно для принятия пилотом решения об экстренном торможении или, в случае невозможности, — об уходе на второй круг.

3. Коррекция алгоритма прогнозирования

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

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

Наиболее простой и очевидный прогноз дистанции торможения выполняется 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 РЛЭ), 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 уменьшаются по мере снижения скорости движения. Для повышения достоверности прогноза в данной работе предлагается новый более эффективный метод коррекции алгоритмов прогнозирования.

Этот метод допускает, что использование имеющихся технических средств торможения (включая тормозную систему шасси, реверс тяги, выпуск интерцепторов) может осуществляться не в соответ-

ствии с нормативами, а по достаточно произвольным сценариям на пробеге.

Повышение достоверности прогноза в работе достигается введением в алгоритм прогнозирования масштабного коэффициента коррекции Q результатов прогнозирования, полученных по текущим параметрам движения воздушного судна. Корректированная длина тормозного пути находится в виде

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

При этом

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

где J_i — признак режимов, V — скорость качения.

Целью коррекции являлось приближение расчетной прогнозируемой дистанции до конечной точки пробега к фактической.

Было установлено, что наибольшие погрешности прогноза возникали на участках с максимальным реверсом и с выпущенными интерцепторами. В целях снижения ошибок прогнозирования на разных участках пробега были разработаны и исследованы усложненные алгоритмы коррекции прогноза. Эти участки всегда идентифицируются в системе управления, и поэтому переключение вида коррекции не вызывает затруднений.

Идентификаторами режимов являются логические переменные $J_{\text{рев}}$ и $J_{\text{инт}}$, и коэффициент коррекции также различается по режимам:

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

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 $Q_{\text{рев}}$ в явном виде учитывал именно эти факторы:

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

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 масс, скоростей и коэффициентов 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:

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

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

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

Соотношение исходных и аппроксимированных зависимостей показано на рис. 2 (см. третью сторону обложки).

Были проведены тестирования вариантов. Для сравнения найдены осредненные ошибки прогнозирования в пределах реверсного участка и на всей траектории. Осреднение проводили по совокупности погрешностей моделирования посадок во всех диапазонах посадочных масс (от 70 до 105 т) и коэффициентов сцепления (от 0,3 до 0,75). Сводная таблица сравнительных оценок содержит результаты по двум скоростям (табл. 1).

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.

Многие процедуры по использованию средств торможения выполняются в зависимости от скорости. Поэтому 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

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

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

В отличие от метода коррекции, изложенного ранее в работе [11], где коррекция проводилась 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 $Q_{инт} = k_{инт}$. Значения $k_{инт}$ для всех условий торможения были найдены методом поиска по критерию минимальной ошибки за весь полет.

Такой метод отдельной коррекции в зависимости от используемых средств торможения показал достаточно хорошую степень приближения прогнозных оценок к фактической траектории.

4. Статистические испытания алгоритма прогнозирования дистанции торможения

Исследования алгоритмов прогнозирования проводили на компьютерном моделирующем стенде. В составе стенда содержалась полная сертифицированная модель самолета ТУ-204 со штатной системой управления, включая модель двигателя и модель шасси. Стенд оснащен сервисными средствами для задания условий эксперимента, обработки и регистрации результатов.

Программное обеспечение исследовательского стенда содержало программный модуль для проведения статистических испытаний разрабатываемых алгоритмов прогнозирования. Модуль статистических испытаний был настроен на анализ погрешностей прогнозирования точки останова в процессе торможения самолета на ВПП. Фрагмент главного окна программы статистического анализа показан на рис. 3 (см. третью сторону обложки). Изображение окна показано после открытия в нем одной из таблиц результатов статистического моделирования этапов торможения на посадках.

Для дальнейшего анализа проводится выбор любой из случайных переменных виртуальными клавишами (рис. 4, см. третью сторону обложки).

Перед построением графика функции распределения выполняется сортировка полученных данных из файла в формате StatAn(*).txt от минимума к максимуму (по возрастанию). При этом выполняется расчет ее первого и второго моментов: среднего MX и дисперсии DX .

По отсортированным данным рассчитывается экспериментальная функция распределения $Y[i]$ путем деления результата испытания на общее число испытаний. Далее по полученным табличным значениям проводится обратное преобразование с помощью стандартной функции $invnormaldistribution(Y[i])$. Затем по рассчитанным

Таблица 1

Сравнение вариантов аппроксимации

Скорость V , км/ч	Степень аппроксимирующего полинома	Ошибки на реверсе	Ошибки на всей траектории
200	2	5,276	37,725
	4	4,728	35,849
220	2	6,105	31,972
	4	9,313	24,099

математическому ожиданию и дисперсии с помощью стандартной функции *normaldistribution* ($(X[i]-MX)/DX$) вычисляется теоретическая функция распределения по нормальному закону $Z[i]$. По полученным значениям также проводится обратное преобразование с помощью стандартной функции *invnormaldistribution*($Z[i]$).

После предварительных манипуляций можно перейти в режим построения графиков функции распределения и плотности вероятности. На экране отображаются экспериментальная функция вместе с аналитической аппроксимацией нормальным законом с теми же моментами. В данном исследовании для получения статистических оценок выполнены серии экспериментов по 10 000 полетов.

На рис. 5 показан пример построения экспериментальной и теоретической плотности вероятности ошибок прогнозирования дистанции торможения ($\Delta D_{\text{торм}}$) самолета массой 90 т от начальной скорости 200 км/ч при коэффициенте сцепления с покрытием ВПП: $K_{\text{сц}} = 0,5$. Случайными возмущениями были разброс посадочных масс и коэффициента сцепления в диапазоне $\pm 10\%$ по гауссовскому закону. Среднее и среднеквадратичное отклонение ошибок равны, соответственно, $m(\Delta D_{\text{торм}}) = -2,92$, $\sigma(\Delta D_{\text{торм}}) = 35,4$.

Как видно из графиков, случайные ошибки прогнозирования имеют распределения, весьма близкие к нормальному. Аналогичные результаты получены и для других коэффициентов сцепления. Малые значения среднего ошибок ($-8,43$, $-2,92$ и $0,087$) для трех характерных коэффициентов сцепления свидетельствуют о высокой точности прогноза, которая достигается эффективной коррекцией алгоритмов прогнозирования.

Процесс торможения является одним из самых динамичных и напряженных (ответственных) 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 следующей 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. В данной работе были исследованы и сопоставлены ошибки прогнозирования в течение всего этапа торможения (Ош.полн) и ошибки только на режиме с включенным реверсом (Ош.рев). 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

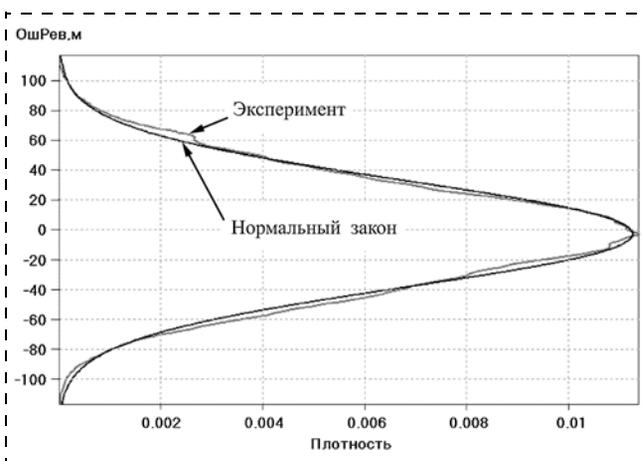


Рис. 5. Плотность вероятности ошибок прогнозирования дистанции торможения самолета на режиме реверса

Таблица 2

Средние ошибки

Критерий оптимизации	Коэффициент сцепления					
	0,3		0,5		0,75	
	Ошибка на реверсном режиме	Ошибка полная	Ошибка на реверсном режиме	Ошибка полная	Ошибка на реверсном режиме	Ошибка полная
1	-8,97	-8,94	-0,48	10,27	-0,23	6,03
2	-21,35	-3,81	-3,54	-2,0	1,55	0,55

информационная поддержка в форме точных оценок развития ситуации на участке реверса будет весьма полезна для принятия решения пилотом в условиях дефицита времени.

В табл. 2 приведены средние значения ошибок в процессе торможения самолета с посадочной массой 90 т, начальной скоростью 200 км/ч и коэффициентами сцепления с ВПП 0,3, 0,5 и 0,75, полученные при оптимизации настроек алгоритма прогнозирования по двум критериям: 1) минимума ошибок на реверсном режиме и 2) минимуму ошибок за весь полет.

Эти данные подтверждают, что реверсный участок вносит основную погрешность в прогноз, а метод оптимизации по критерию минимума ошибки на реверсном участке также значительно снижает полную ошибку за весь пробег, что повышает достоверность прогноза.

Заключение

Разработан метод прогнозирования дистанции торможения на основе энергетического подхода к управлению. Предложен способ коррекции результатов прогноза. Разработан компьютерный исследовательский стенд для испытания алгоритмов прогнозирования. Стенд содержит сертифицированную модель самолета ТУ-204, пакет программ расчета прогнозных величин и их статистической

обработки, а также средства регистрации результатов испытаний.

Были выполнены детерминированные и статистические модельные испытания алгоритмов в широком диапазоне условий торможения, включая посадочные массы, скорости и коэффициенты сцепления. Наибольшие абсолютные и относительные погрешности имеют место в начале режима торможения. По мере приближения к конечной точке погрешности обнуляются.

Проведенные статистические испытания алгоритма прогнозирования показали его высокую достоверность и правдоподобие.

Предметом дальнейших исследований должны быть вопросы программной реализации базы данных для оптимальных коэффициентов коррекции. Предстоит сделать выбор между интерполяцией табличных функций и аппроксимацией их аналитическими функциями.

В перспективе реализация метода прогнозирования на борту повысит ситуативную осведомленность экипажа и облегчит принятие решений в критических ситуациях.

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. **Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959–2012.** Boeing. August 2012. URL: <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf>

7. **Кофман В. Д., Полтавец В. А., Теймуразов Р. А.** Сравнительный анализ безопасности полетов отечественных и зарубежных самолетов // Транспортная безопасность и технологии. 2005. № 4 (5).

8. **Борисов В. Г., Павлов Б. В., Шевченко А. М.** Средства информационной поддержки пилота в нештатных ситуациях // Матер. 7-й науч.-техн. конф. "Мехатроника, автоматизация, управление". СПб. ОАО "Концерн "ЦНИИ Электроника", 2010. С. 74–77.

9. **Шевченко А. М., Павлов Б. В., Начинкина Г. Н.** Метод прогнозирования взлета самолета при наличии высотных препятствий // Изв. Южного федерального ун-та. Техн. науки. 2012. № 3. С. 167–172.

10. **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/>

11. **Kuznetsov A., Shevchenko A., Solonnikov Ju.** The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing // 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013). Germany. 2013. P. 183–187.

12. **Lambregts A. A.** Vertical Flight Path and Speed Control Auto-pilot Design Using Total Energy Principles // AIAA Paper 83-2239CP. 1983. P. 559–569.

13. **Kurdjukov A. P., Nachinkina G. N., Shevtchenko A. M.** Energy approach to flight control // AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control. AIAA Paper 98-4211. Boston. 1998.

14. **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. Вып. 2 (16), Т. 8. С. 24–43.

Research and Development of a Method for Forecasting of Rollout Distance of an Aircraft

A. M. Shevchenko, anshev@ipu.ru✉, V. A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow, 117997, Russian Federation

Corresponding author: **Shevchenko Andrew M.**, Senior Staff Scientist, V. A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow, 117997, Russian Federation, e-mail: anshev@ipu.ru

Received on August 26, 2015
Accepted on September 01, 2015

Any aircraft mission includes a land movement phase. Such phases are carried out under control of a pilot. At this time the aircraft crew experiences high psychological stresses. Stressful conditions create prerequisites for improper or erroneous actions. Therefore, the human factor plays a decisive role in ensuring safety and accident free flights of the air transport. In order to improve the crews' situational awareness, the algorithmic methods for assessing of the current and predicting of the future movement of the aircraft were developed. The methods are based on the energy approach to the flight control. The well-known energy balance equation is generalized to the runway modes by adding a member, reflecting the absorption of energy to overcome the drag of the mechanical forces. The new member is presented in the following form: $\Delta H_E^b = \int_{t_1}^{t_2} V k_b dt$, where k_b is the normalized braking coefficient equal to the ratio of the total resistance forces from the chassis to the weight of an aircraft. Here $H_E^{()} = E^{(*)}/mg$ is the specific energy. The extended equation $\Delta H_E = \Delta H_E^{eng} + \Delta H_E^D + H_E^b + \Delta H_E^w$ describes how to change the total energy of an aircraft throughout its trajectory, including the ahead segment. The length of this segment is calculated from the conditions of achievement of the required final energy state. In the braking mode the final state is determined by a known speed taxiing. The target braking distance is described by the following equation: $D_b = 0,5(V(t)^2 - V_{taksiin}(t)^2)/g n_x(t)$. However, this forecast does not take into account the change in the braking forces on the ahead lying trajectory. Therefore, in order to improve the reliability of forecasting the method of algorithms' correction was offered. The correction coefficients are the func-*

tions of the mass, velocity and braking coefficient. These functions are approximated by the polynomials up to degree-4. The computer research stand was developed, including the mathematical model of Tupolev Tu-204. The deterministic and statistical tests within the range of the aircraft mass of 70–105 tons, approach speed of 200–220 km/h and friction coefficient of 0,3–0,75 were performed. The estimates of the accuracy of the forecast on the basis of the tests are presented.

Keywords: energy approach, forecasting method, information support, landing

Acknowledgements: The work was supported by the Russian Foundation for Basic Research, project no. 15-08-02943 A.

For citation:

Shevchenko A. M. Research and Development of a Method for Forecasting of Rollout Distance of an Aircraft, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no 12, pp. 841–847.

DOI: 10.17587/mau/16.841-847

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 vozdushnykh sudov za predely VPP pri posadke* (Method of assessing the probability of rolling out the aircraft off the runway during landing), *Nauchnyj Vestnik MGTU Grazhdanskoj Aviacii*, 2007, no. 122.
6. **Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, Worldwide Operations 1959–2012.** Boeing, August 2012, available at <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf>
7. **Kofman V. D., Poltavec V. A., Tejmurazov R. A.** *Sravnitel'nyj analiz bezopasnosti poletov otechestvennykh i zarubezhnykh samoletov* (Comparative analysis of the safety of domestic and foreign aircraft), *Transportnaja Bezopasnost' i Tehnologii*, 2005, no. 4 (5).

8. **Borisov V. G., Pavlov B. V., Shevchenko A. M.** *Sredstva informacionnoj podderzhki pilota v neshtatnykh situacijah* (Information support of the pilot in emergency situations), *Proc. 7th scientific and engineering. Conf. "Mechatronics, Automation, Control"*, St. Petersburg. JSC "Concern" Central Research Institute of Electrical Appliance", 2010, pp. 74–77.

9. **Shevchenko A. M., Pavlov B. V., Nachinkina G. N.** *Metod prognozirovaniya vzleta samoleta pri nalichii vysotnykh prepjatstvij* (The method of predicting takeoff if tall obstacles), *Izv. Juzhnogo federal'nogo universiteta. Tehn. nauki*, 2012, no. 3, pp. 167–172.

10. **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/>

11. **Kuznetsov A., Shevchenko A., Solonnikov Ju.** The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing, *Proc. 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013)*, Germany, 2013, pp. 183–187.

12. **Lambregts A. A.** Vertical Flight Path and Speed Control Auto-pilot Design Using Total Energy Principles, *AIAA Paper 83-2239CP*, 1983, pp. 559–569.

13. **Kurdjukov A. P., Nachinkina G. N., Shevchenko A. M.** Energy approach to flight control, *AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control*, AIAA Paper 98-4211, Boston, 1998.

14. **Pavlov B. V., Shevchenko A. M., Nachinkina G. N.** *Jenergeticheskiy podhod i ego ispol'zovanie dlja proektirovaniya sistem upravlenija poletom* (Energy approach and its use for the design of flight control systems), *Aktual'nye Problemy Aviacionnykh i Ajerokosmicheskikh Sistem*, iss. 2 (16), vol. 8, 2003, pp. 24–43.

УДК 658.512.6

DOI: 10.17587/mau.16.847-852

О. И. Лакхин, руководитель направления аэрокосмических систем, e-mail: lakhin@smartsolutions-123.ru,
И. В. Майоров, руководитель отдела математического моделирования, e-mail: imayorov@smartsolutions-123.ru,
НПК "Разумные решения"

Метод адаптивного планирования грузопотока российского сегмента Международной космической станции на основе мультиагентной технологии¹

Постановка проблемы: рассматривается задача построения плана грузопотока Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС). Задача представлена в виде динамического баланса интересов между потребностями и возможностями. **Методы:** предлагается метод адаптивного планирования грузопотока РС МКС в реальном времени, учитывающий приоритеты грузов. В основе данного метода лежат мультиагентные технологии для разрешения конфликтов путем переговоров агентов. Данный метод способен гибко и эффективно адаптировать план грузопотока по событиям в реальном времени. **Результаты:** разработанный метод применяется в мультиагентной системе планирования грузопотока РС МКС и использует мультиагентную платформу для планирования в реальном времени.

Ключевые слова: поддержка принятия решений, адаптивное планирование, мультиагентная технология, планирование грузопотока, события

Введение

Обеспечение жизнедеятельности и проведение научных исследований на борту российского сегмен-

та Международной космической станции (РС МКС) требуют постоянного планирования доставки различных грузов, их возврата или утилизации, включая научную аппаратуру для космических экспериментов, запасные части, материалы и инструменты для ремонтов, запас топлива, воздуха, воды и пищи

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и образования РФ.