

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ МЕТОД ПРОГНОЗИРОВАНИЯ БЕЗОПАСНОГО ТОРМОЖЕНИЯ САМОЛЕТА

А.М. Шевченко, Г.Н. Начинкина

Разработан метод прогнозирования достижимости терминального состояния на режимах штатного или экстренного торможения самолетов. Метод основан на энергетическом подходе к управлению движением. Для повышения достоверности прогноза предложен способ коррекции алгоритмов прогнозирования. Целесообразность раннего предупреждения или извещения пилота о возможности продолжения безопасного торможения в пределах взлетно-посадочной полосы подтверждена результатами моделирования. Отмечено, что такие сообщения могут улучшить ситуативную осведомленность пилота и, таким образом, снизить вероятность ошибочных действий экипажа.

Ключевые слова: информационная поддержка, энергетический подход, методы прогнозирования, режим торможения.

ВВЕДЕНИЕ

Летательные аппараты (ЛА), в частности, пассажирские и транспортные самолеты, представляют собой высокотехнологичные объекты с высокой степенью риска и высокой ценой летных происшествий. Поэтому к ним предъявляются повышенные требования по надежности и безопасности эксплуатации. Проблемы безопасности приобретают все большую остроту по мере уплотнения трафика перевозок и расширения эксплуатационных режимов. Полетное задание включает в себя как воздушные, так и наземные сегменты траектории, этапы взлета и посадки выполняются при обязательном участии пилота.

Фирма «Boeing» публикует ежегодные аналитические обзоры летных происшествий в мировой авиации. В последнем статистическом анализе содержатся данные по распределению нештатных ситуаций по этапам полета в период 2003—2012 гг. [1]. На рис. 1 показан фрагмент этого анализа. В отличие от предыдущего выпуска данные показывают небольшое смещение доли летных происшествий на этап взлета, а в целом они подтверждают гипотезу об устойчивом процентном соотношении: на этапах взлета и посадки происходит более половины чрезвычайных происшествий. Этот факт свидетельствует о сильном влиянии человеческого фактора на безопасность воздушных перевозок.

Вероятность неправильных или ошибочных действий пилота возрастает при нештатных ситу-

ациях и при неполной информированности. В нашей работе предлагаются алгоритмические средства улучшения ситуативной осведомленности пилота и, тем самым, повышения безопасности воздушных перевозок.

Методологической основой разработок служит энергетический подход к управлению полетом ЛА.

Известно, что в природе все высокоорганизованные представители животного мира реализуют пространственные траектории, сознательно или рефлекторно опираясь на те соотношения между

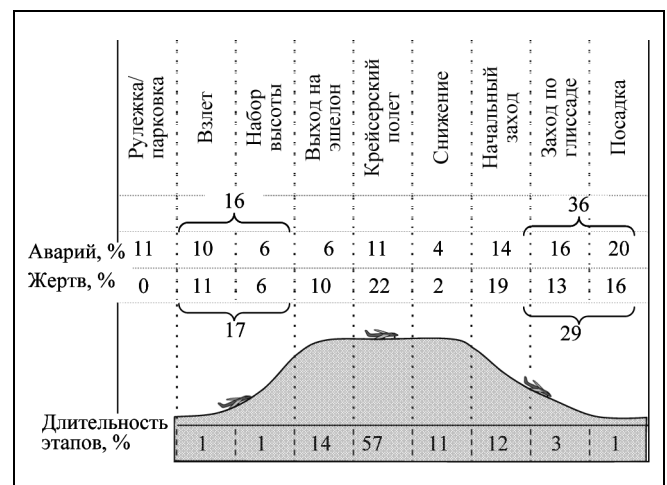


Рис. 1. Распределение аварийных ситуаций и числа жертв по этапам полета



высотой и скоростью, которые устанавливает закон сохранения энергии. Множество примеров использования закона сохранения энергии дают сложные траектории перемещения в пространстве спортсменов в экстремальных или в технических видах спорта, цирковых воздушных акробатов и др. Более того, проведенные исследования техники пилотирования высококлассных летчиков военной авиации показали, что уровень мастерства непосредственно определяется тем, насколько точно пилот оценивает изменение потенциальной и кинетической составляющих полной энергии при выполнении пространственных маневров. Нами было решено реализовать энергетический принцип управления движением в технических системах.

Исторически в авиации утвердилась концепция управления полетом по продольному каналу как в ручном, так и в автоматическом режимах посредством двух контуров — траекторного и скоростного. Такое разделение контуров было удобно и в смысле формального линеаризованного описания движения самолета системой линейных дифференциальных уравнений в форме Коши. В соответствии с таким разделением контуров в системах автоматического управления полетом функции регуляторов выполняют независимые устройства — автомат тяги и автопилот.

В задачах синтеза регуляторов формальными или эвристическими методами игнорируется нелинейная взаимосвязь двух основных переменных — скорости и высоты полета, реализуемая через фундаментальный закон сохранения энергии тела, движущегося в потенциальном поле сил. Для компенсации перекрестных связей объекта в структуру традиционных регуляторов обычно вводятся разного рода корректирующие цепи. Структура энергетической системы управления в явном виде содержит перекрестные связи между каналами скорости и высоты, отражающие их взаимозависимость. Алгоритмы управления, основанные на полной энергии самолета, впервые были опубликованы в работе [2]. Сформулированный нами энергетический подход к управлению движением в пространстве основан на описании 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» [3, 4]. На основе этого уравнения в структуру классической энергетической системы был добавлен контур коррекции

управлений при больших отклонениях от балансирующего режима.

Уравнение баланса энергий не только показывает прямой путь для построения эффективных автоматических систем управления полетом, но позволяет оценивать уровень опасности ветровых возмущений и формировать директорный индекс для управления силовой установкой в ручном режиме [5, 6].

Ранее энергетический подход был применен для прогнозирования событий на этапе взлета в осложненных условиях при наличии высотных препятствий [7–10]. В настоящей статье излагаются методы оценивания текущего и прогнозирования будущего движения воздушного судна на режимах торможения. Предлагаются методы информирования экипажа об оставшейся длине тормозного пути и о резерве дальности до обреза взлетно-посадочной полосы (ВВП).

Таким образом, рассмотрение полета ЛА с энергетических позиций позволяет на общей методологической основе решать в совокупности многие проблемы управления полетом. Полученные результаты носят достаточно универсальный характер, они подтверждены большим объемом экспериментальных исследований.

1. ОСНОВЫ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОДХОДА К УПРАВЛЕНИЮ ДВИЖЕНИЕМ

Структура традиционных систем управления движением ЛА может быть представлена обобщенной эквивалентной схемой (рис. 2).

Управление U формируется регулятором в функции отклонений ΔX некоторого подмножества вектора переменных состояния X от задающего воздействия X_3 . Функционал качества выбирается в классе $Q_x = Q_x(U, X, \Delta X)$.

Предложена концепция управления, в которой управляемой величиной служит полная энергия движения E (рис. 3). Управление в этой концепции формируется в функции отклонений ΔE полной энергии E от заданного значения E_3 , которое однозначно определяется вектором задающего воз-

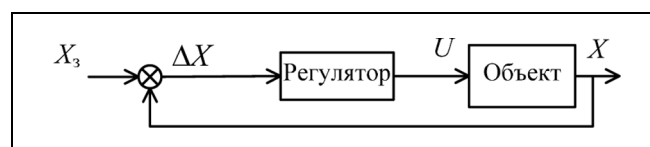


Рис. 2. Структура традиционных систем управления

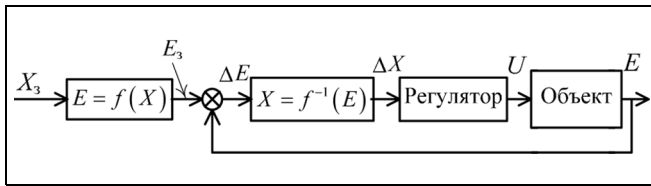


Рис. 3. Структура энергетической системы управления

действия X_3 . Функционал качества также задается в форме $Q_E = Q_E(U, E, \Delta E)$.

С позиций этого подхода движение ЛА рассматривается в терминах его полной энергии и ее составляющих — потенциальной и кинетической. В работах [3, 4] было получено уравнение баланса энергий:

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

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

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

Единицей измерения удельной энергии служит метр, поэтому она называется также энергетической высотой. Уравнение содержит 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 [3, 4] 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 форме:

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

где $k_{ТОРМ}$ — обобщенный нормированный коэффициент торможения, равный отношению суммар-

ной 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 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 воды, снега, льда, слякоти и др.);
- внезапное загромождение ВПП посторонними объектами или ее повреждение;
- отказы оборудования, организованные угрозы, нестандартные 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 или ухода на второй круг. Длину тормозного пути определим как расстояние, на котором скорость движения будет погашена от текущей до некоторой малой величины ε . Процесс посадки схематично показан на рис. 4, 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.

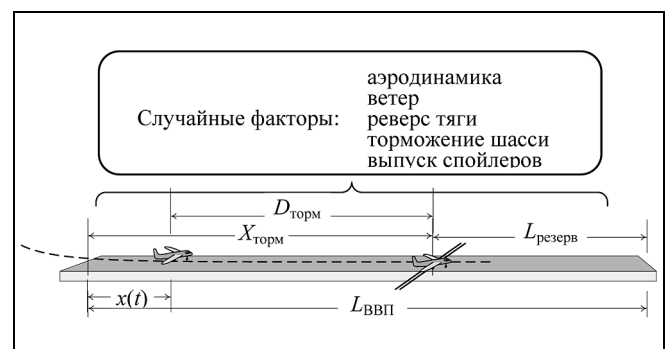


Рис. 4. Основные факторы процесса торможения



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

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

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

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

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 $F_{\text{торм}}$. 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 естественным образом вычисляется через продольное ускорение $a_x(t)$:

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

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

$$a_x(t) = gn_x(t).$$

Выбрав критерий останова $V(t) \leq \varepsilon$, где ε — 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.

Основной прогнозируемой величиной служит 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 вычисляется в процессе движения самолета по ВПП, основываясь на текущих энергетических характеристиках и действующих силах.

В реальном полете все силы меняются во времени или по какой-либо программе (в соответствии с руководством по летной эксплуатации), или по непредвиденным обстоятельствам (изменение сцепления, отказы двигателя, тормозной силы, ветер и др.). Поэтому 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 метод коррекции алгоритмов прогнозирования.

Этот метод предполагает, что имеющиеся технические средства торможения (включая тормозную систему шасси, реверс тяги, выпуск спойлеров) применяются в соответствии с нормативами для стандартных или типовых сценариев на пробеге.

Коррекция определялась на основе статистической обработки результатов модельных экспериментов. Было выполнено большое число модельных экспериментов на множестве условий пробега. Это множество включало разброс посадочных масс, скоростей и коэффициента сцепления. Имитировался отказ двигателя.

Повышение достоверности прогноза в работе достигается введением в алгоритм прогнозирования масштабного коэффициента коррекции результатов прогнозирования, полученных по текущим параметрам движения воздушного судна. Корректированная длина тормозного пути находится в виде $D_{\text{торм_кор}} = k_{\text{кор}} D_{\text{торм}}$.

Наиболее сильное влияние на динамику торможения оказывают реверс тяги и отказ двигателя. В случае отказа одного двигателя суммарная тяга восстанавливается в течение 3—4 с. В связи с этим было решено учитывать только режим реверса —

Оптимизация на 1 режиме с Н.У.		Оптимизация на сетке режимов	
K0_min: 0.8	K1_min: 1.0	W_tot: 90	
K0_max: 0.9	K1_max: 1.1	Ksc: 0.75 0.5 0.3	
K0_step: 0.05	K1_step: 0.05	Макс. 10 чисел в каждом поле через 1 пробел	

Рис. 5. Настройка процедуры поиска оптимальных коэффициентов k_0 и k_1

промежуточный или максимальный. Поэтому в алгоритме коррекции коэффициент коррекции переключается одновременно с командой на изменение реверса:

$$k_{\text{кор}}(k_{\text{торм}}) = \begin{cases} 2,42(k_{\text{торм}})^2 - 3,45k_{\text{торм}} + 2,35, & \text{если реверс максимальный,} \\ -0,98(k_{\text{торм}})^3 + 3,08(k_{\text{торм}})^2 - 2,53k_{\text{торм}} + 1,82, & \text{если реверс промежуточный.} \end{cases}$$

Формульные аппроксимации коэффициента коррекции найдены методом регрессионного анализа результатов модельных испытаний на режимах торможения во всевозможных погодных условиях.

Многие процедуры применения средств торможения выполняются в зависимости от скорости. Поэтому следующий шаг на пути улучшения правдоподобия прогноза состоял во введении в алгоритм прогнозирования дополнительной настройки коэффициента коррекции по скорости $k_{\text{кор}}(V)$. Из множества возможных вариантов было выбрано масштабирование по относительной скорости. Эмпирическая зависимость от скорости найдена в виде

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

где V_H — начальная скорость торможения.

Настроечные коэффициенты k_0 и k_1 определялись методом поиска на множестве полетных условий по критерию минимума средней погрешности прогноза. В итоге была получена многомерная зависимость полного коэффициента коррекции:

$$k_{\text{кор}} = k_{\text{кор}}(k_{\text{торм}})k_{\text{кор}}(V).$$

Для минимизации временных затрат и покрытия всего диапазона ситуаций при торможении программная реализация процедуры поиска оптимальных коэффициентов имела ряд настроек. В частности, могли быть заданы верхние и нижние

границы поиска и шаг вариаций каждого из искомым коэффициентов. Фрагмент окна настроек стенда показан на рис. 5.

4. МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕЖИМОВ ТОРМОЖЕНИЯ

Основные цели моделирования процесса торможения:

- получение модельных прогнозных значений тормозного пути во всевозможных погодных условиях и загрузки самолета;
- демонстрация работоспособности алгоритма коррекции на множестве штатных и нештатных ситуаций;
- получение оценок погрешностей прогноза;
- выявление наиболее неблагоприятных сочетаний характеристик самолета и внешних факторов.

Все эксперименты проводились на полной сертифицированной модели серийного самолета ТУ-204.

Динамическая модель самолета содержала модель двигателя. Эквивалентная постоянная времени равна 1,5 с. Отказ одного из двигателей имитировался уменьшением суммарной тяги на 50 %. Для вычисления прогнозной длины $D_{\text{торм}}$ и коэффициента коррекции предполагалась доступность необходимых входных координат.

Были найдены оптимальные настроечные коэффициенты k_0 и k_1 на множестве полетных условий при торможении: $k_{\text{торм}} = [0,3; 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,75]$ и посадочной массе 70, 80, 90 и 105 т. Зависимость коэффициентов от условий сцепления с покрытием ВПП довольно слабая. Поэтому метод коррекции обладает толерантностью к погрешностям измерений коэффициента торможения или возможным некорректным сведениям о состоянии покрытия ВПП, передаваемым на борт.

Погрешности прогнозирования с оптимальными настройками алгоритма на всем множестве условий находились в пределах 12 м, что свидетельствует о высокой степени приближения прогнозных дальностей торможения к их реальным значениям.

На рис. 6 приведены данные по длине тормозного пути самолета ТУ-204 с максимальным, минимальным и номинальным весом для разных коэффициентов торможения в функции начальной скорости торможения V_H . Результаты для промежуточных значений коэффициента торможения $k_{\text{торм}}$ легко интерполируются. Зависимость от массы самолета оказалась незначительной.



Отметим, что условия торможения были смоделированы при предельно низком коэффициенте торможения $k_{\text{торм}} = 0,2$ и отказе двигателя. Видно, что при плохом состоянии ВПП, таком как обледенение на всей длине или мокром снеге, дистанция торможения может достигать 2500 м. Эти расчеты должны учитываться при планировании захода на посадку на аэродромы с короткой ВПП.

Включение алгоритмов прогнозирования в состав бортовой информационной системы зависит в первую очередь от степени доверия эксплуатантов к методике прогнозирования. Для подтверждения правдоподобия прогноза были проведены специальные исследования погрешностей прогнозирования траектории по отношению к реальному движению самолета.

Мерой правдоподобия прогноза была принята усредненная погрешность расчета текущей дистанции торможения по отношению к реальному процессу.

Чтобы иметь возможность сравнения прогнозных оценок процесса с реальным процессом, мо-

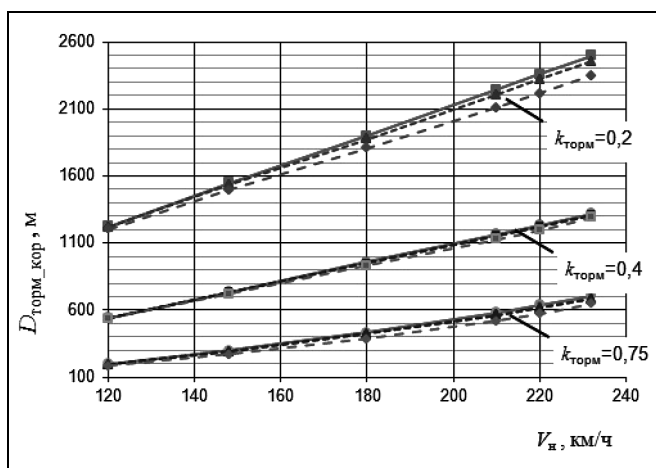


Рис. 6. Прогнозные значения дистанции торможения

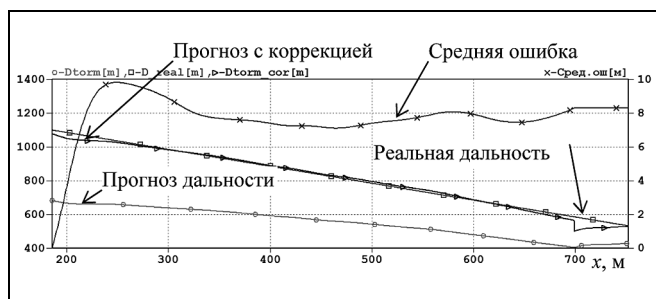


Рис. 7. Эффективность метода коррекции алгоритма прогнозирования

Средние ошибки прогнозирования

Коэффициент сцепления	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,75
Посадочная масса, т	Средняя ошибка, м					
70	1,48	-1,69	1,26	0,18	-0,36	-0,81
80	-1,99	3,92	-1,96	-0,36	-0,84	1,35
90	5,59	-0,80	0,83	-0,88	0,26	1,53
100	4,79	-0,43	-1,74	1,02	-0,94	-0,14
105	-0,53	-0,78	1,49	-0,84	0,25	1,11

делирование выполнялось дважды. В первом прогоне регистрировался реальный полет и фиксировалась конечная точка, а во втором вычислялась прогнозная дальность до точки, в которой скорость качения самолета снижается до скорости рулежки.

На рис. 7 показан пример эффективности предложенного метода коррекции. Условия моделирования: масса 90 т, $k_{\text{торм}} = 0,4$, первоначальная скорость полета 220 км/ч. Графики показывают прогноз дистанции торможения без коррекции и с коррекцией. Видно, что средняя абсолютная ошибка прогноза тормозного пути находится в пределах 10 м.

В таблице продемонстрированы погрешности прогнозирования. В ней показаны средние значения ошибок во время включения режима максимального реверса тяги. Параметры корректирующих алгоритмов были найдены для каждой из перечисленных в таблице ситуаций путем поиска по критерию минимума ошибки прогнозирования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В методологическую основу положен энергетический подход к управлению движением в пространстве, который расширен и обобщен на наземные фрагменты траектории полета.

Взгляд на движение объектов в пространстве с энергетической точки зрения оказался весьма плодотворным и полезным для проектирования систем автоматического управления полетом. В наших работах энергетический подход был распространен на наземные режимы или этапы разгона и торможения самолета. Уравнение баланса энергий устанавливает связь между требуемым конечным энергетическим состоянием и длиной проходи-

мого или оставшегося пути. Это позволяет рассматривать движение самолета в терминальной постановке.

На режимах взлета и посадки полная энергия самолета меняется наиболее интенсивно. Самолет должен либо увеличить, либо погасить энергию до определенного уровня, находясь в пределах взлетно-посадочной полосы. Нарушение этого условия грозит серьезными последствиями. Разработан метод прогнозирования достижимости терминальных состояний на наземных этапах торможения в процессе прерванного взлета или посадки самолетов.

Получены уравнения для расчета прогнозных координат точки, в которой терминальные требования будут выполнены. В данной статье рассматривается этап торможения и соответствующие условия достижения скорости рулежки. Получен алгоритм расчета длины оставшегося пути до возможной остановки или съезда на рулежную дорожку, а также резерв дальности до порога взлетно-посадочной полосы.

Важнейшее качество и свойство прогноза состоит в его правдоподобии. Для его повышения предложены способы настройки прогнозирующих алгоритмов. Были выполнены модельные испытания прогнозирующих алгоритмов в широком диапазоне ситуаций на режимах торможения, включая предельно низкую адгезию и отказ двигателя. Результаты показали высокую эффективность метода коррекции прогнозирующих алгоритмов. В итоге было установлено, что с отказавшим двигателем при задействовании всех средств торможения самолет с максимальным и минимальным весом способен затормозить от посадочной скорости до скорости рулежки на большинстве современных аэродромов.

Полученные результаты продемонстрировали возможность и целесообразность более раннего информирования экипажа о приближении к критическим состояниям. Вопросы, касающиеся формы и способов представления аудиовизуальных сообщений экипажу на борту, имеют важнейшее значение, входят в компетенцию специалистов по эргономике и летчиков-испытателей и поэтому оставлены за рамками данной работы.

Внедрение энергетического метода прогнозирования на борту повысит ситуативную осведомленность экипажа и тем самым снизит психологические нагрузки на экипаж, что в конечном счете будет способствовать повышению безопасности воздушных перевозок.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959—2012. August 2013* // <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf>.
2. *Lambregts A.A. Vertical Flight Path and Speed Control Autopilot Design Using Total Energy Principles* // AIAA Paper 83-2239CP, — 1983. — P. 559—569.
3. *Kurdjukov A.P., Nachinkina G.N., Shevchenko A.M. Energy Approach to Flight Control* // AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control. Boston, 1998. — AIAA Paper 98—4211.
4. *Борисов В.Г., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М. Энергетический подход к управлению полетом* // Автоматика и телемеханика. — 1999. — № 6. — С. 59—70.
5. *Борисов В.Г., Павлов Б.В., Шевченко А.М. Средства информационной поддержки пилота в нестандартных ситуациях* // Матер. 7-й науч.-техн. конф. «Мехатроника, автоматизация, управление». СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор». — 2010. — С. 74—77.
6. *Shevchenko A.M. Some Means for Informational Support of Airliner Pilot* // 5th Int. Scientific Conf. on Physics and Control (Physcon 2011). Leon, Spain. — 2011. — P. 1—5. <http://lib.physcon.ru/doc?id=78f90e41e746/>.
7. *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. — Таганрог. Изд-во ТТИ ЮФУ.
8. *Шевченко А.М., Солонников Ю.И., Начинкина Г.Н. Разработка и исследование метода прогнозирования взлета самолета* // Проблемы управления. — 2012. — № 6. — С. 63—68.
9. *Шевченко А.М., Солонников Ю.И., Начинкина Г.Н. Моделирование средств информационной поддержки пилота на этапе взлета самолета* // Научное издание. — Труды Московского института электромеханики и автоматики. Вып. 5. «Навигация и управление летательными аппаратами». — М.: МИЭА, 2012. — С. 54—64.
10. *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. — Preprints. — P. 183—187.

Статья представлена к публикации членом редколлегии Б.В. Павловым.

Шевченко Андрей Михайлович — канд. техн. наук, ст. науч. сотрудник, ✉ anshev@ipu.ru,

Начинкина Галина Николаевна — науч. сотрудник, ✉ vicabo@ipu.ru,

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, ☎ (495) 334-90-39.