

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

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТРАЕКТОРИИ ТОРМОЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЕ

Введение

Выполнение полетного задания обычно включает несколько этапов, в том числе наземных с обязательным участием пилота. Фирмой Boeing ежегодно публикуется аналитический обзор летных происшествий (ЛП) в мировой авиации [1]. Как следует из анализа данных за период 2002-2014 гг., на этапах взлета и посадки происходит более половины всех катастроф, а только на наземных участках (разбега и торможения) – 31%, притом длительность этих участков составляет всего 2% от средней длительности полета.

Анализ состояния отечественного парка самолетов [2] показывает, что доля авиационных происшествий, связанных с недостатками оборудования самолетов, уменьшилась с 40% до 15%, а доля происшествий, вызванных действиями персонала, выросла с 50% до 80%. Серьезными предпосылками к ошибочным действиям экипажа являются недостаточность или отсутствие информации о полетной ситуации. Вопросы улучшения ситуационной осведомленности приобретают все большую остроту по мере интенсификации воздушных перевозок и расширения границ допустимых условий эксплуатации воздушных судов.

С этими целями нами были предложены новые, альтернативные методы и алгоритмы прогнозирования движения ВС на наземных участках траектории [3,4]. Методологической базой разработок является энергетический подход к управлению пространственным движением летательных аппаратов (ЛА) [5, 6].

1. Концепция управления полной энергией движения

В отличие от традиционного описания пространственного движения ЛА в переменных состояния с позиций энергетического подхода движение ЛА описывается в терминах его полной энергии и её составляющих – потенциальной и кинетической.

Обычно управление U формируется регулятором в функции отклонений ΔX некоторого подмножества вектора переменных состояния X от задающего воздействия X_z . 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 . В соответствии с этой концепцией управление формируется в функции отклонений ΔE полной энергии E от заданного значения E_z , которое

однозначно определяется вектором задающего воздействия X_3 . Функционал качества также задается в форме $Q_E = Q_E(\mathbf{U}, \mathbf{E}, \Delta \mathbf{E})$.

Математической формулировкой энергетического подхода является *уравнение баланса энергий*:

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

Это уравнение устанавливает количественные соотношения между источниками и потребителями энергии в системе «самолет – двигатель – внешняя среда». Уравнение записано в форме приращений удельной энергии движения:

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

Единицей измерения удельной энергии служит метр, поэтому она называется также энергетической высотой. Уравнение содержит члены: ΔH_E – приращение энергетической высоты, $\Delta H_E^{дв}$ – 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 [23, 24] получены интегральные выражения.

Однако на режимах движения по ВПП возникают силы сопротивления со стороны опор шасси. Поэтому уравнение баланса энергий было обобщено на наземные режимы путем добавления члена $\Delta H_E^{торм}$, отражающего процесс поглощения энергии на преодоление механических сил торможения:

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

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 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

Причинами для 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 её 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 или ухода на второй круг. Длину тормозного пути определим как расстояние, на котором скорость движения будет погашена от текущей до некоторой малой величины ε .

Полная энергия движения на текущий момент равна

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

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

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

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 $F_{\text{торм}}$. Последние зависят от коэффициента сцепления колес с покрытием, выпуска тормозных щитков и парашютов, а также от энергоёмкости тормозной системы.

Моделирование текущего состояния или прямое измерение всех действующих сил являются неразрешимой задачей. Но измеримой реакцией равнодействующей этих сил является приобретаемое ускорение. В настоящей методике предлагается вычислять сумму действующих сил естественным образом через продольное ускорение $a(t)$

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

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

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

Критерием завершения процесса торможения может быть приближение скорости качения к какому-либо конечному значению, в частности, скорости рулёжки. Задав критерий в форме $V(t) \leq \varepsilon$, где ε - малая или близкая к нулю величина, было получено выражение для текущей прогнозируемой длины тормозного пути:

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

По вычисленной оценке предельной дальности до конечной точки траектории самолета и доступности для измерения текущего положения самолета, в поле зрения

пилота может быть сгенерировано сообщение о резерве дистанции безопасного торможения:

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

Такое сообщение, безусловно, будет полезно для принятия пилотом решения об экстренном торможении или в случае невозможности – об уходе на второй круг.

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.

Наиболее простой и очевидный прогноз дистанции торможения вычисляется в процессе движения самолета по ВПП, основываясь на текущих энергетических характеристиках и действующих силах.

Такой прогноз не может совпадать с реальным процессом и всегда оказывается оптимистичным, т.к. 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. Целью коррекции являлось приближение расчетной прогнозируемой дистанции до конечной точки пробега к фактической. Повышение достоверности прогноза в работе достигается введением в алгоритм прогнозирования коэффициента коррекции ($Q_{\text{кор}}$) результатов прогнозирования, полученных по текущим параметрам движения воздушного судна.

В настоящей работе принята новая концепция корректировки прогнозных значений дальности. В модельных экспериментах была выявлена сильная зависимость точности прогноза от конфигурации используемых средств торможения. Поэтому было предложено коэффициент коррекции оптимизировать отдельно для конфигураций с максимальным реверсом и с выпущенными интерцепторами.

Корректированная длина тормозного пути находится в виде

$$D_{\text{торм_кор}} = Q_{\text{кор}} D_{\text{торм}}. \text{ При этом } Q_{\text{кор}} = Q_{\text{кор}}(J_i, k_{\text{торм}}, V),$$

где J_i – признак режимов, V – скорость качения.

Идентификаторами режимов являются логические переменные:

$$J_{\text{рев}} = 1, \text{ if } \text{rev}(t) \geq |\text{rev}_{\text{max}}| \text{ и}$$

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

Коэффициент коррекции различается по режимам

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

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 в наибольшей степени зависит от коэффициента сцепления $k_{\text{сц}}$, то коэффициент коррекции на участке максимального реверса $Q_{\text{рев}}$ в явном виде учитывал именно эти факторы

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

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

Следующим средством 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.

Настроечные коэффициенты k_0 и k_1 определялись методом поиска на множестве полетных условий по критерию минимума средней погрешности прогноза.

За пределами реверсного участка прогноз корректируется простым масштабированием $Q_{\text{инт}} = k_{\text{инт}}$.

Такой метод отдельной коррекции в зависимости от используемых средств торможения показал достаточно хорошую степень приближения прогнозных оценок к фактической траектории, что показано в таблице 1.

Таблица 1 – Ошибки прогноза на разных этапах торможения

Коэффициент сцепления	0,3		0,5		0,75	
	Ош.рев.	Ош.полн	Ош.рев	Ош.полн	Ош.рев	Ош.полн
min(Ош.рев)	-8,97	-8,94	-0,48	10,27	-0,23	6,03
min(Ош.полн)	-21,35	-3,81	-3,54	-2,0	1,55	0,55

Библиографический список

1. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959 – 2014. Boeing. August 2015. <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf>.
2. Кофман В.Д., Полтавец В.А., Теймуразов Р.А. Сравнительный анализ безопасности полетов отечественных и зарубежных самолетов //Транспортная безопасность и технологии. № 4(5), декабрь 2005.
3. 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 <http://lib.physcon.ru/doc?id=78f90e41e746/>.
4. A. Kuznetsov, A. Shevchenko, Ju. Solonnikov. The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing //19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013).Germany.2013. Proceedings, pp.183-187.
5. Борисов В.Г., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М. Энергетический подход к управлению полетом. М., «Автоматика и телемеханика» № 6, 1999. С. 59-70.
6. 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.