

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

Разработка энергетического метода и исследование алгоритмов прогнозирования траектории взлета самолета

Обсуждаются разработка и исследование метода прогнозирования событий на траектории взлета, набора высоты и преодоления высотных препятствий по курсу. Метод прогнозирования базируется на энергетическом подходе к управлению полетом, рассмотренном авторами в предыдущих работах. Математическая формулировка метода основана на уравнении баланса энергий, описывающем взаимное влияние всех действующих сил в системе "самолет—двигатель—внешняя среда". В данной статье уравнение расширено на наземные режимы движения по взлетно-посадочной полосе. Для этого в уравнение добавлен член, учитывающий действие тормозящих сил со стороны колес шасси. Уравнение баланса позволяет непосредственно получить алгоритм расчета длины впередилежащей траектории, необходимой для накопления требуемого значения терминальной энергии. Взлетная траектория включает наземный и воздушный участки. Поэтому возможность преодоления препятствия фиксируется алгоритмом в точке возможного принятия решения на взлет с учетом следующего воздушного участка. Эта точка достигается раньше, чем достигается скорость принятия решения, предписываемая руководством по летной эксплуатации. Такое опережающее оповещение о возможности взлета улучшает ситуационную осведомленность пилота, что снижает стрессовые нагрузки и уменьшает риск ошибочных действий. Для проведения исследований разработан испытательный стенд, на котором возможны одиночные пуски и серии статистических испытаний. В окне оператора стенда формируются сценарии взлета, задаются начальные условия на ВПП, атмосферные возмущения, конфигурация самолета и координаты препятствия. Задаются параметры случайных погрешностей в задании взлетной массы и центровки самолета, а также шумы измерений продольной перегрузки. На стенде выполнен большой объем детерминированных и статистических испытаний алгоритмов прогнозирования событий на траектории взлета. С помощью модуля статистического анализа рассчитаны характеристики ошибок прогнозирования дальности до точки принятия решения на взлет и точки отрыва носового колеса. Приведены примеры построения графиков плотности вероятностей и гистограммы распределения ошибок по пяти характерным зонам отклонений от среднего. Получены достоверные интервалы для расчета математического ожидания. Разработан прототип электронного индикатора траектории взлета с отметками прогнозных характерных координат.

Ключевые слова: метод прогнозирования, энергетический подход, взлет самолета, достоверность прогноза, статистические испытания

Введение

В связи с интенсификацией воздушных перевозок и расширением эксплуатационных диапазонов вопросы безопасности авиационной техники становятся все более острыми.

Из анализа отечественных и зарубежных источников следует, что на наземные этапы взлета и посадки приходится более половины всех аварий. Подтверждением высокой аварийности на этих этапах служит сводная диаграмма процентного распределения катастроф пассажирских самолетов на участках взлета и посадки за период с 2008 по 2017 гг., составленная по доступным отчетам фирмы Boeing (рис. 1, см. третью сторону обложки) [1].

Линии тренда показывают увеличение доли аварий на посадке и снижение доли аварий на взлете. Примечательно, что за весь десятилетний период анализа суммарная аварийность на взлетно-посадочных режимах оставалась выше 50 % от общего числа катастроф за весь полет.

Статистика летных происшествий (ЛП) по материалам последних зарубежных [2—4] и отечественных [5, 6] исследований показывает, что доля ЛП, обусловленных участием человека в процессе выполнения полетного задания, колеблется в зависимости от методик оценки от 50 до 70 %.

Хронологический анализ состояния отечественного парка самолетов также не выявил

тенденции к снижению общей аварийности [7]. Более того, анализ показывает, что по мере совершенствования техники доля авиационных происшествий, связанных с недостатками систем самолетов и их характеристик, уменьшилась с 40 до 15 %, а доля происшествий, обусловленных отклонениями в работе персонала, в основном экипажа, выросла с 50 до 80 %. Такая высокая доля негативных происшествий обусловлена повышенной психологической нагрузкой, скоротечностью процессов и дефицитом времени на принятие решений.

При этом отмечается, что совершенствование авиационной техники, методов и средств подготовки летного и наземного персонала, обеспечения и выполнения полетов в России и передовых западных странах шло одинаковыми темпами с учетом накопленного мирового опыта авиастроения и эксплуатации воздушных судов (ВС). Поэтому средние значения показателей безопасности отечественных реактивных и турбовинтовых самолетов в составе авиационно-транспортной системы были и остаются не хуже аналогичных по классу западных самолетов. Они отражают уровень мирового развития авиационной науки и техники на периодах создания этих самолетов и дальнейшего их совершенствования.

В настоящее время вопросам безопасности операций на взлетно-посадочной полосе (ВПП) во всем мире уделяется повышенное внимание. По комплексной проблеме безопасности операций на ВПП в структуре ИКАО созданы международные комиссии с участием отечественных специалистов. Деятельность международных отделений освещается на специальном сайте <http://www.icao.int/RunwaySafety>.

Движение по наземным участкам траектории движения ВС выполняется под контролем или при непосредственном участии пилота в управлении. Возникновение непредвиденных или нештатных ситуаций при ограничении на время реакции может провоцировать стрессовые состояния пилота. Ввиду высоких психологических нагрузок на пилота повышается вероятность ошибочных или несвоевременных действий.

В связи с этим становится очевидной необходимость улучшения информационной поддержки пилота и создание дружественной среды взаимодействия пилота с приборным оборудованием кабины. С этой целью нами были предложены методы и алгоритмы про-

гнозирования движения летательных аппаратов (ЛА) на наземных участках траектории [8–13]. Методологической базой разработок является энергетический подход к управлению пространственным движением ЛА [14–16].

В этих работах получил дальнейшее развитие метод прогнозирования движения ВС на этапах разбега по ВПП перед взлетом и последующего набора высоты для пролета над высотным препятствием. Введена коррекция прогноза дальности до точки принятия решения. Метод учитывает накопление энергии на впередилежащей траектории, включая воздушный сегмент, и поэтому прогноз возможности взлета намного опережает момент достижения скорости взлета, требуемой руководством по летной эксплуатации. Управление полетом ЛА на режиме взлета осуществляется энергетической системой.

Внедрение методов прогнозирования на борт в сильной степени зависит от признания эксплуатантами авиационной техники результатов прогноза достоверными и правдоподобными. Для привлечения доверия к методу прогнозирования в работе проведен анализ статистических характеристик погрешностей прогнозирования.

Был выполнен большой объем статистических испытаний алгоритмов прогнозирования в широком диапазоне условий на ВПП. Результаты анализа демонстрируют высокую точность и достоверность алгоритмов прогнозирования событий на траектории взлета.

Для улучшения ситуационной осведомленности пилота и визуальной оценки развития ситуации предложен прототип индикатора взлета в кабине пилота.

1. Энергетический метод прогнозирования траектории взлета и пролета ЛА над высотным препятствием

Принцип управления полной энергией (Total Energy Control — ТЕС) впервые был исследован и применен к управлению полетом самолета в работе [17].

В условиях пренебрежения влиянием ветра и изменением аэродинамических характеристик для режима установившегося полета в работе [17] получен упрощенный закон управления тягой двигателя в приращениях относительно заданных значений.

В наших ранних работах [9, 10] решалась задача установления связи аэродинамических характеристик полета ЛА, режима работы его силовой установки, а также энергетических характеристик внешней среды и использования этой зависимости для синтеза структуры продольного канала модифицированной автоматической системы и поддержки действий пилота в ручном режиме.

Введя энергетическую оценку состояния атмосферы, мы получили уравнение баланса энергий в системе объектов: "летательный аппарат—силовая установка—внешняя среда". Это уравнение не только показывает прямой путь для построения эффективных автоматических систем управления полетом, но и позволяет оценивать и сообщать пилоту уровень опасности ветровых возмущений, а также формировать директорный индекс для ручного управления силовой установкой.

Таким образом, рассмотрение полета ЛА с энергетических позиций привело нас к формированию энергетического подхода к управлению полетом. 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.

Математической основой энергетического подхода является уравнение баланса энергий, которое в обобщенном виде записывается как

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

где 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.

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

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

где m — геометрическая высота; h — инерциальная скорость полета; m — масса самолета.

Единицей измерения удельной энергии служит метр, поэтому она называется также энергетической высотой. Для каждого члена уравнения баланса энергий в работах [14, 15] получены интегральные выражения

$$\Delta H_E = \int_{t_1}^{t_2} V_B \left(\theta + \frac{\dot{V}_B}{g} \right) dt;$$

$$\Delta H_E^{дв} = \int_{t_1}^{t_2} V_B P_H \cos(\alpha_B + \varphi_{дв}) dt;$$

$$\Delta H_E^D = \int_{t_1}^{t_2} V_B D_H dt; \quad \Delta H_E^w = \int_{t_1}^{t_2} V_B f_w dt,$$

где θ — угол наклона траектории; V_B — воздушная скорость; P_H — тяга двигателя, нормированная весом самолета; D_H — нормированная равнодействующая всех внешних сил; α_B — угол атаки крыла; $\varphi_{дв}$ — угол установки двигателя. Множитель f_w называется фактором ветра $f_w \cong \dot{W}_x/g - W_y/V_B$, в котором W_x и W_y — горизонтальная и вертикальная составляющие ветра.

На режимах движения по ВПП возникают силы сопротивления со стороны опор шасси. Поэтому уравнение баланса энергий было обобщено [9—11] на наземные режимы путем добавления члена $\Delta H_E^{топм}$, отражающего процесс поглощения энергии на преодоление механических сил торможения:

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

Новый член представлен нами в форме:

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

где $k_{топм}$ — 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.

На этапе разбега при пониженной тяговооруженности по причине отказа двигателей или в условиях высокогорья, или при повышенной температуре воздуха, или при предельных полезных нагрузках необходимо оценить возможность самолета осуществить разбег до взлетной скорости в пределах ВПП и набрать достаточную высоту для пролета над препятствиями в виде искусственных сооружений или естественных возвышений рельефа местности по курсу взлета.

В момент пролета над препятствием самолет должен иметь скорость не ниже минимальной

скорости устойчивого горизонтального полета V_2 , известной для каждого типа самолетов. Таким образом, полная энергия движения в момент преодоления препятствия $E_{H_{\text{преп}}}$ должна содержать необходимый минимум кинетической составляющей и запас потенциальной составляющей, которая и определяет достижимую высоту $H_{\text{преп}}$ пролета над препятствием:

$$E_{H_{\text{преп}}} = 0,5m(V_2)^2 + mgH_{\text{преп}}. \quad (1)$$

Полная накопленная энергия в конце какого-либо маневра складывается из текущих кинетической и потенциальной составляющих и работы всех внешних сил F_i на траектории маневра. Траектория подлета к препятствию включает наземный и воздушный участки. Считая малыми углы набора высоты, длину пространственной траектории принимаем равной ее проекции S . Тогда спрогнозированная накопленная энергия на пути равна

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

где $\sum_i F_i(t)$ — сумма всех внешних сил: тяги двигателя, аэродинамического сопротивления, трения качения и торможения. Это уравнение непосредственно связывает энергетическое состояние объекта управления и длину траектории для достижения этого состояния. Моделирование или прямое измерение всех действующих сил является нетривиальной задачей. В предлагаемой методике результирующая сила естественным образом вычисляется через продольное ускорение $a(t)$:

$$\sum_i F_i = ma(t), \quad (3)$$

которое на борту обычно определяется по измеряемой перегрузке n_x :

$$a(t) = gn_x(t). \quad (4)$$

Приравнивая выражения для необходимой (1) и прогнозной (2) энергий с учетом эквивалентной замены (3) и измерений (4), в процессе разбега можно найти длину впередилежащего участка траектории, необходимого для накопления недостающей полной энергии:

$$D_{\text{ТПР}}(t) = (g(H_{\text{преп}} - h(t)) + 0,5(V_2^2 - V(t)^2))/gn_x(t) - L_{\text{преп}}.$$

Заметим, что это выражение инвариантно относительно массы. В точке траектории, где прогнозируемая длина этого участка обнуляется, прогнозное значение энергии будет достаточным для пролета над препятствием с требуемой скоростью. Эта точка названа точкой принятия решения (ТПР) о безопасном взлете: $X_{\text{ТПР}} = x(t)|_{D=0}$. Координата этой точки вычисляется просто:

$$X_{\text{ТПР}}(t) = X(t) + D_{\text{ТПР}}(t).$$

Отличительной особенностью энергетического метода прогнозирования является тот факт, что в текущем прогнозе учитывается полная энергия, приобретаемая самолетом на воздушном сегменте за пределами наземного участка. Соотношение энергий на наземном и воздушном сегментах траектории пролета над препятствием высотой 100 м для самолетов массой 70, 90, 105 т представлено на рис. 2 (см. третью сторону обложки).

В отличие от методики взлета, предписываемой руководствами по летной эксплуатации, метод прогнозирования полной энергии с учетом ее прироста на воздушном участке указывает на возможность взлета не в момент достижения скорости принятия решения, а намного раньше и в координатах дальности, привязанных к взлетной полосе.

Для повышения ситуативной осведомленности весьма полезным считается знание запаса, или резерва, дальности до обреза взлетной полосы в точке принятия решения. Резерв также прогнозируется в процессе разбега:

$$L_{\text{рез}}(t) = L_{\text{ВПП}} - X(t) - D_{\text{ТПР}}(t).$$

Энергетический метод прогнозирования позволил получить прогнозную оценку еще одной характерной точки на траектории разбега. Для каждого типа самолета существует минимальная скорость на разбеге V_r , при которой разрешен подъем передней стойки шасси для разворота самолет на взлетный угол тангажа. Эта скорость зависит от его взлетной массы, конфигурации крыла и регламентируется техническими условиями на самолет. В нестандартных ситуациях пилот должен оценивать не только возможность продолжения взлета, но и положение самолета на полосе, в котором можно начинать подъем передней стойки. Длина дистанции от текущего положения самолета до

достижения скорости подъема вычисляется по формуле

$$D_{V_r}(t) = (V_2^2 - V^2(t))/2gn(t).$$

Объективная оценка этой дальности, в отличие от интуитивной, улучшает ситуативную осведомленность пилота и снижает предпосылки для ошибочных действий. В процессе разбега пилоту может выдаваться сообщение о дальности до точки подъема передней стойки. Момент обнуления этой дальности служит сигналом готовности для начала разворота самолета на взлетный угол тангажа.

Коррекция прогноза дальности

Прогноз движения ЛА, основанный на текущих значениях его координат, не может совпадать с реальным процессом, так как все силы меняются или под действием возмущений, или в соответствии с регламентирующими требованиями правил выполнения полетов. На этапе взлета основной силой является тяга двигателя, на которую наибольшее влияние оказывает скорость разбега. Нами предложено для компенсации этого влияния ввести мультипликативный корректирующий член в алгоритм прогнозирования:

$$D_{ТПР}^{кор}(t) = D_{ТПР}(t)k_{кор}.$$

Коэффициент коррекции $k_{кор}$ выбирался в нескольких вариантах, учитывающих падение тяги с ростом скорости, и окончательно имеет вид

$$k_{кор} = k_1 \sqrt{k_0 VP / V_2}.$$

Здесь VP — скорость разбега; V_2 — скорость устойчивого горизонтального полета; k_0 и k_1 — настроечные коэффициенты, формирующие $k_{кор}$.

Эффективность коррекции показана на рис. 3 (см. третью сторону обложки), где приведены реальная и скорректированная прогнозная дальности до точки достижения скорости V_1 . Их различие на начальном участке разбега находится в пределах 100 м, а на дальности свыше 300 м ошибка прогноза снижается до 5 м.

Моделирование взлета при наличии препятствий

Для испытаний алгоритмов прогнозирования траектории разбега, взлета и последую-

щего пролета над препятствием был разработан компьютерный стенд, в составе которого входит полная модель самолета ТУ-204-120С в варианте с двигателями RB.211-535. Пульт оператора стенда позволяет устанавливать начальные условия испытаний: массу и центровку самолета, имитировать климатические условия, высотность аэродрома и вводить ветровые возмущения. Оператору предоставлена возможность составлять сценарии взлета, как типовые в соответствии с действующим руководством по летной эксплуатации, так и с учетом манеры пилотирования командира экипажа.

В современной конфигурации стенда имеется режим моделирования с отказом двигателя, введена процедура поиска оптимальных коэффициентов энергетической системы управления (K_h и K_v), расширен перечень настраиваемых коэффициентов. Добавлено окно режима статистических испытаний для настройки уровня и вида случайных отклонений массы и центровки самолета.

Целью моделирования было получение области расчетных точек принятия решения, сопоставление их с рекомендациями стандартных методик пилотирования и формирование базы данных для дальнейшего анализа.

Следует отметить, что на режиме взлета управление полетом на воздушном участке осуществлялось не штатной, а энергетической системой управления. Энергетическая система, как было показано ранее [14], экономно и рационально расходует ресурсы органов управления — сектора газа и ручки траекторного канала — при выполнении пространственных маневров.

Моделирование показало высокое качество переходных процессов, что иллюстрирует рис. 4 (см. третью сторону обложки), где показаны графики высоты и скорости на взлете при наличии препятствия высотой 100 м на дальности 1000 м от торца ВПП. Графики приведены для самолета с тремя различными взлетными массами.

Были выполнены серии экспериментов, имитирующих взлеты самолета с разной массой — от минимальной до максимальной и расположением препятствий высотой от 50 до 150 м на удалении от конца ВПП от 500 до 3000 м. Особый интерес представляли полеты с имитацией отказа одного двигателя на начальном участке разбега. В процессе взлета фиксировалось положение самолета на ВПП

(координата $D_{ТПР}$), в котором текущее энергетическое состояние с учетом прогноза движения было достаточным для разгона до минимальной скорости полета и подъема на высоту препятствия в точке его расположения.

При больших дальностях до препятствий — свыше 2000 м — прогноз показывает возможность взлета практически с самого начала разбега для самолета с любой, в том числе максимальной, взлетной массой. Это вполне объяснимо, так как от точки старта до препятствия длина траектории включает еще и воздушный участок.

В процессе моделирования также вычисляли дальности до достижения скорости подъема носовой опоры D_{V_r} . Для самолета ТУ-204 с закрылками во взлетном положении (18°) в трех исследуемых вариантах загрузки эти скорости равны 210, 228 и 245 км/ч соответственно. Анализ результатов показывает, что на аэродромах с препятствиями, расположенными достаточно далеко от задней кромки ВПП (далее 1500 м), прогноз энергетического состояния для успешного взлета наступает раньше, чем достигается скорость подъема передней стойки, которая и является ограничением для начала отрыва от ВПП. В случае близко расположенных препятствий оказывается, что достижение скорости подъема стойки не гарантирует успешного набора высоты. Для этого необходимо накопить достаточный запас энергии, находясь еще на ВПП, так как на коротком воздушном участке взлета возможно набрать лишь малую долю от требуемой полной энергии. В таких ситуациях разбег должен быть продолжен до точки принятия решения.

Для иллюстрации опережающих свойств прогноза в табл. 1 приведены координаты точек принятия решения, рассчитанные из условия достижения нормативной скорости V_I и координаты точек возможности взлета $X_{ТВВ}$, в которых прогноз гарантирует накопление энергии для преодоления высотного препятствия. Результаты приведены для самолета с взлетными массами 70, 90 и 105 т при выполнении взлета с использованием двух сценариев управления траекторией. Первый сценарий взлета (комфортный) содержал только задания на требуемые переходы по скорости и высоте. По второму сценарию (энергичному) задавались принудительное манипулирование сектором газа для более интенсивного достижения требуемых значений координат.

Сравнение прогнозных и регламентных координат точки принятия решения на взлет
Comparison of the predicted and regulatory coordinates of the takeoff decision point

Масса, т	Сценарии	$X_{ТВВ}$	X_{V_I}	Опережение	Ошибка
70	Комфортный	752,36	1037,65	285,29	-0,81
	Энергичный	154,05	602,15	448,10	2,87
90	Комфортный	909,27	1066,63	157,35	-0,78
	Энергичный	133,18	784,36	651,18	0,37
105	Комфортный	1052,98	1096,26	43,28	-0,25
	Энергичный	957,15	1201,15	244,00	-0,23

Сравнение координат показывает, что прогнозная достижимость конечного энергетического состояния, достаточного для пролета над препятствием, фиксируется намного раньше, чем самолет приобретает скорость принятия решения, предписываемую руководствами по летной эксплуатации.

2. Статистический анализ алгоритма прогнозирования

Для получения оценок качества и достоверности алгоритма прогнозирования был разработан специальный программный модуль.

По результатам статистических испытаний строятся графики функций распределения и плотности вероятностей ошибок прогнозирования. Нормативами ИКАО установлены пять уровней тяжести последствий от вероятных ошибок пилотирования. В нашей работе также используются пять допусковых зон для оценки числа ошибок прогнозирования справа и слева от среднего значения анализируемого параметра. Модуль анализа строит гистограммы распределения ошибок прогнозирования по пяти зонам. В качестве примера графического оформления результатов статистического анализа модельных испытаний на рис. 5 и 6 показаны график плотности вероятности и гистограмма распределения ошибок прогнозирования.

Номинальные условия взлета: масса $m = 105$ т, центровка $X_T = 0,35$. Вариации: $3\sigma_m = 5\%$, $3\sigma_{X_T} = 10\%$. Число испытаний 1000.

Заметна несимметричность закона распределения ошибок, что подтверждается вычисленными в модуле значениями эксцесса (0,241) и асимметрии (-0,698).

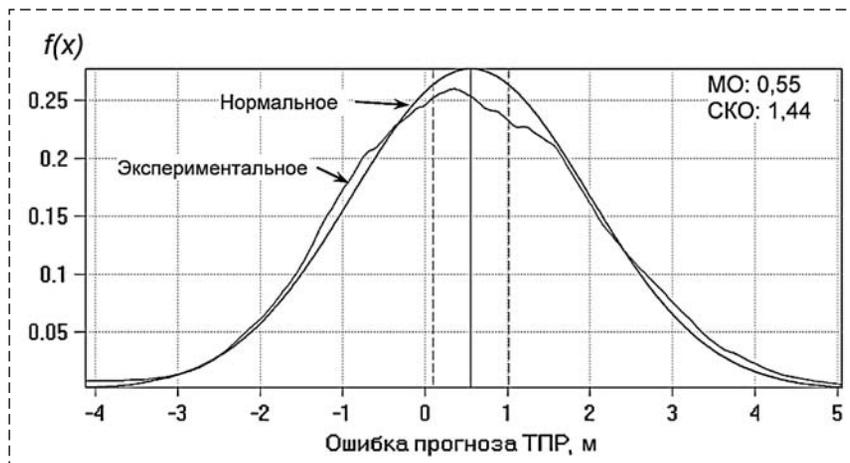


Рис. 5. Плотность вероятности ошибок прогнозирования дальности до ТПР
 Fig. 5. The probability density of errors in predicting the distance to the decision-making point

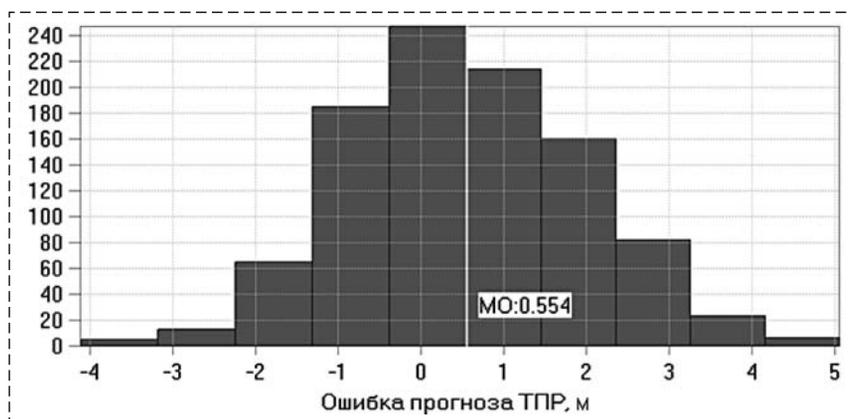


Рис. 6. Гистограмма распределения ошибок прогнозирования по пяти зонам
 Fig. 6. The histogram of the distribution of predicting errors over five zones

Таблица 2
 Table 2

Характеристики достоверности прогноза
Forecast Reliability Characteristics

Масса, т	Сценарии	МО	Число ошибок в допуске		Доверительные интервалы, м (с уровнем доверия)	
			5 %	10 %	0,95	0,99
70	Комфортный	2,971	234	465	0,135	0,178
	Энергичный	7,533	270	504	0,170	0,224
90	Комфортный	4,081	286	520	0,225	0,295
	Энергичный	0,554	247	461	0,178	0,234
105	Комфортный	-0,245	256	476	0,529	0,696
	Энергичный	-4,389	238	431	0,534	0,702

Одним из показателей надежности расчета статистических характеристик случайного процесса служит степень рассеяния результатов относительно его математического ожидания. В программе статистического анализа

имеется возможность находить число прогнозов, попадающих в трубку рассеяния заданной ширины. В табл. 2 приведены данные по числу ошибок в трубках шириной 5 и 10 % от всего диапазона ошибок алгоритма прогнозирования. В программе предусмотрена возможность задавать ширину трубки непосредственно в метрах. В табл. 2 также показана ширина доверительного интервала при уровнях доверия 0,95 и 0,99. Малый доверительный интервал свидетельствует о высокой стабильности расчета математического ожидания при действующих возмущениях.

Для отработки навыков пилотирования при информационной поддержке на стенде был реализован прототип индикатора движения самолета в реальном времени по ВПП и на воздушном участке. Вариант такого индикатора приведен на рис. 7.

В окне индикатора показаны графики заданных и реальных значений основных параметров полета — высоты и скорости. На высотной траектории изображен символ самолета в его текущем положении. Условно изображены ВПП и препятствие. Индицируются прогнозные отметки характерных событий, а именно, дальности до точки возможности принятия решения на взлет (ДТПР), точки достижения регламентной скорости принятия решения (DV1) и точки отрыва носового колеса (DVr). Показываются также численное значение этих координат. Для оперативного анализа результатов моделирование взлета может быть выполнено в ускоренном времени.

Заключение

Число аварий на взлетно-посадочных режимах в течение последнего десятилетия остается на уровне выше 50 %. На этих режимах движе-

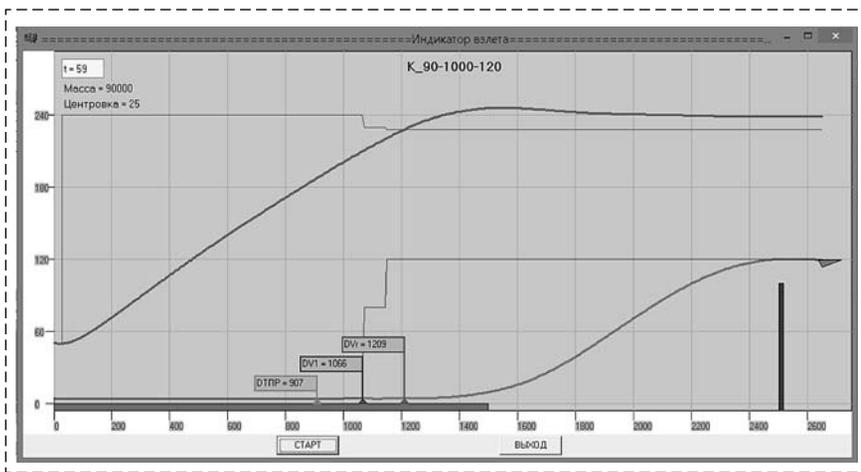


Рис. 7. Прототип индикатора взлета в кабине пилота самолета"
Fig. 7. The prototype of the takeoff indicator in the cockpit

ние ЛА контролируется пилотом. Во избежание ошибочных действий крайне желательно информировать пилота об эволюции ситуации. С этой целью разработан и исследован энергетический метод прогнозирования расстояния до характерных точек на впереди лежащей траектории ЛА при взлете.

На основе энергетического подхода к управлению разработан алгоритм расчета расстояния до ТПР о возможности взлета при наличии высотных препятствий по курсу. Повышение точности и достоверности прогноза достигнуто за счет введения коррекции результатов первичного прогноза. Возможность взлета с гарантированным пролетом над препятствием обосновывается намного раньше достижения скорости принятия решения, предписываемой руководством по летной эксплуатации. Также синтезирован алгоритм расчета расстояния до точки достижения скорости отрыва носового колеса от ВПП. Информационное сообщение о резерве разбега, сформированное в поле зрения пилота, позволяет соотнести текущую ситуацию с положением самолета на ВПП, что повысит ситуационную уверенность и снизит напряженность. Было проведено большое число детерминированных и статистических испытаний модифицированного алгоритма прогнозирования. Продемонстрирована высокая точность прогноза и высокая достоверность результатов. Предложен прототип электронного индикатора взлета в реальном и ускоренном времени.

Список литературы

1. **Statistical** Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959–2017. October 2018. Boeing.

URL: <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf>.

2. **Shappel S., Boquet A., Wiegmann D.** Human Error and Commercial Aviation Accidents: An Analysis Using the Human Factors Analysis and Classification System // *Journal of the Human Factors and Ergonomics Society*. May 2007. DOI: 10.1518/001872007X312469.

3. **Orasanu J., Martin L.** Errors in Aviation Decision Making: A Factor in Accidents and Incidents // *NASA Ames Research Center*. doi = 10.1.1.434.3878&rep=rep1&type=pdf.

4. **Pinder S. D.** Aircraft Takeoff Performance Monitoring in Far-Northern Regions: An Application of the Global Positioning System. Ph.D. thesis, University of Saskatchewan. 2002.

5. **Erusalimskiy M. A.** Analysis of a decision-making about rejection or continuation of takeoff in flight accident and incidents // *Aviation Explorer*. 07.11.2011. URL: <http://www.aex.ru/docs/4/2011/11/7/1447>.

6. **Глубокая М. Г.** Бортовая система поддержки принятия решений на этапе взлета пассажирского самолета // *Техника воздушного флота*. 2008. Т. LXXXII. № 1 (690). С. 21–30.

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. **Shevchenko A. M.** Some Means for Informational Support of Airliner Pilot // *5th Int. Scientific Conf. on Physics and Control (Physcon 2011)*. Leon, Spain. 2011. Sept. 5–8. P. 1–5. URL: <http://lib.physcon.ru/doc?id=78f90e41e746f>.

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.* / Изд-во ТТИ ЮФУ. 2012. № 3. С. 167–172.

10. **Шевченко А. М., Солонников Ю. И., Начинкина Г. Н.** Разработка и исследование метода прогнозирования взлета самолета // *Проблемы управления*. 2012. № 6. С. 63–68.

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

12. **Шевченко А. М.** Энергетический метод прогнозирования дистанции торможения воздушных судов // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2018. Т. 19, № 6. С. 424–430. DOI: 10.17587/mau.19.424-430.

13. **Кербер О. Б., Начинкина Г. Н., Солонников Ю. И., Шевченко А. М.** Методы улучшения ситуационной осведомленности экипажа воздушного судна на взлетно-посадочных режимах // *Авиакосмическое приборостроение*. 2016. № 5. С. 33–47.

14. **Борисов В. Г., Начинкина Г. Н., Шевченко А. М.** Энергетический подход к управлению полетом // *Автоматика и телемеханика*. 1999. № 6. С. 59–70.

15. **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, pp. 543–553.

16. **Шевченко А. М., Павлов Б. В., Начинкина Г. Н.** Применение энергетического подхода для проектирования систем управления полетом // *Труды XII Всероссийского совещания по проблемам управления (ВСПУ 2014)*. М.: ИПУ РАН. 2014. С. 3417–3430.

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

Development of the Energy Method and Study of Algorithms for Predicting the Takeoff Trajectory of Aircraft

A. M. Shevchenko, shev-chik@yandex.ru, G. N. Nachinkina, M. V. Gorodnova,
Institute of Control Sciences, Russian Academy of Sciences, 117997, Moscow, Russian Federation

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

Accepted on February 18, 2020

Abstract

The article is devoted to the development and research of the method of predicting the events on the trajectory of takeoff, climb and overcome highrise obstacles on the course. The prediction method is based on the energy approach to flight control, created by us in previous works. The mathematical formulation of the method is the energy balance equation describing the mutual influence of all acting forces in the "aircraft-engine-environment" system. In this article, the equation is extended to ground modes of movement along the runway. For this, a term is added to the equation that takes into account the action of braking forces from the chassis. The balance equation allows us to directly obtain an algorithm for calculating the length of the forward trajectory required for the accumulation of the required amount of terminal energy. Takeoff trajectory includes ground and air segments. Therefore, the possibility of overcoming the obstacle is fixed by the algorithm at the point of a possible decision to takeoff, taking into account the next air segment. This point is reached before the decision-making airspeed prescribed by the flight manual is reached. This advance warning of the possibility of takeoff improves situational awareness of the pilot, which reduces stress and reduces the risk of erroneous actions. A computer stand was developed for the research. Single launches and series of statistical tests are possible. Takeoff scenarios are generated in the stand operator window, as well as initial runway conditions, atmospheric disturbances, aircraft configuration, and obstacle coordinates are specified. The parameters of random errors in the takeoff weight and centering are assigned, as well as the noise of longitudinal overload measurements are set. A large volume of deterministic and statistical tests of algorithms for predicting events on the takeoff trajectory was performed at the stand. Using the statistical analysis module, the characteristics of the range prediction errors to the take-off decision point and the nose wheel separation point were calculated. Probability densities and histograms of error distribution over five characteristic zones of deviations from the mean are constructed. The confidence intervals for calculating the mathematical expectation are obtained. A prototype of an electronic indicator of the takeoff trajectory with marks of predictive characteristic coordinates has been developed.

Keywords: Energy approach, predicting method, confidence of prediction, aircraft takeoff, statistic tests

For citation:

Shevchenko A. M., Nachinkina G. N., Gorodnova M. V. Development of the Energy Method and Study of Algorithms for Predicting the Takeoff Trajectory of Aircraft, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2020, vol.21, no. 6, pp. 366–374.

DOI: 10.17587/mau.21.366-374

References

1. **Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959–2017.** October 2018. Boeing, available at: <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf>.
2. **Shappel S., Boquet A., Wiegmann D.** Human Error and Commercial Aviation Accidents: An Analysis Using the Human Factors Analysis and Classification System, *Journal of the Human Factors and Ergonomics Society*, May 2007, DOI: 10.1518/001872007X312469.
3. **Orasanu J., Martin L.** Errors in Aviation Decision Making: A Factor in Accidents and Incidents, NASA Ames Research Center. doi=10.1.1.434.3878&rep=rep1&type=pdf.
4. **Pinder S. D.** Aircraft Takeoff Performance Monitoring in Far-Northern Regions: An Application of the Global Positioning System, Ph.D. thesis, University of Saskatchewan, 2002.
5. **Yerusalimskiy M. A.** Analysis of a decision-making about rejection or continuation of takeoff in flight accident and incidents, *Aviation Explorer*, 07.11.2011, available at: <http://www.aex.ru/docs/4/2011/11/7/1447>.
6. **Glubokaya M. G.** Technology of Air Fleet. **82**, 21–30 (2008) (in Russian).
7. **Kofman V. D., Poltavets V. A., Teimurazov R. A.** Comparative analysis of flight safety of domestic and foreign aircraft, *Transport safety and technology*, Dec. 2005, no. 4(5) (in Russian).
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., Pavlov B. V., Nachinkina G. N.** A method for predicting aircraft takeoff in the presence of highrise obstacles, *Izv. Southern Federal University. Tech. Sciences*, 2012, no. 3, pp. 167–172 (in Russian).
10. **Shevchenko A., Solonnikov Ju., Nachinkina G. N.** Development and research of aircraft takeoff prediction method, *Control Sciences*, 2012, no. 6, pp. 63–68 (in Russian).
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. **Shevchenko A. M.** The Energy Method for Predicting the Aircraft Brake Way, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no.2, doi: 10.17587/mau.19.424-430 (in Russian).
13. **Kerber O. B., Nachinkina G. N., Solonnikov Iu.I., Shevchenko A. M.** Methods to improve situational awareness of the aircraft crew on take-off and landing modes, *Aerospace Instrument Engineering*, 2016, no. 5, pp. 33–47 (in Russian).
14. **Borisov V. G., Nachinkina G. N., Shevchenko A. M.** Energy Approach to Flight Control, *Automation and Remote Control*, 1999, vol. 60, no. 6, pp. 805–813 (in Russian).
15. **Kurdjukov A. P., Nachinkina G. N., Shevchenko A. M.** Energy approach to flight control, *AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control*, Boston, 1998, AAIA Paper 98–4211, pp. 543–553.
16. **Shevchenko A. M., Pavlov B. V., Nachinkina G. N.** Application of the energy approach for the design of flight control systems, *Proceedings of the XII all-Russian meeting on control problems*, 2014, Moscow, ICS RAN, pp. 3417–3430 (in Russian).
17. **Lambregts A. A.** Vertical Flight Path and Speed Control Autopilot Design Using Total Energy Principles, *AIAA Paper 83-2239CP*, 1983, pp. 559–569.