

© 2023 г. А.М. ШЕВЧЕНКО, канд. техн. наук (shev-chik@yandex.ru),  
Б.В. ПАВЛОВ, д-р техн. наук (pavlov@ipu.ru),  
Г.Н. НАЧИНКИНА (nach\_gala@ipu.ru)  
(Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва)

## ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА ЭКИПАЖА ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ

С целью снижения стрессовых нагрузок на экипаж разработаны методы оценивания текущего состояния и прогнозирования критических событий. Методы основаны на энергетическом подходе к управлению полетом. Получены алгоритмы прогнозирования возможности безопасного взлета при наличии высотных препятствий на траектории. Введены алгоритмы коррекции прогноза. На режимах посадки или экстренного торможения на взлете найдены алгоритмы вычисления длины тормозного пути в зависимости от состояния взлетно-посадочной полосы. Предложены способы коррекции результатов прогнозирования, учитывающие последовательность и время работы всех средств торможения. Выполнены модельные испытания алгоритмов во всей области эксплуатационных условий.

*Ключевые слова:* взлет, посадка, методы прогнозирования, информационная поддержка, энергетический подход.

DOI: 10.31857/S0005231023100100, EDN: YCCEMI

### 1. Введение

Вопросы организации пассажирских перевозок в последнее время становятся все более острыми и актуальными. Основными направлениями совершенствования перевозок являются интенсификация трафика и расширение уровня разрешенных погодных условий для полетов воздушных судов (ВС). Поэтому безопасность авиационной техники выдвигается на первый план.

Технический и коммуникационный прогресс во всех сферах деятельности человека имеет тенденцию к ускорению. Проявления этого прогресса наблюдаются как в увеличении трафика перевозок, так и в расширении пределов допустимых уровней атмосферных или климатических условий.

По статистическим данным ФГБУ «Авиаметтелеком Росгидромета» [1] за первые три месяца 2023 г. имели место 9 авиационных происшествий (АП), в том числе

- катастроф – 3, в воздушном пространстве (ВП) класса «G» – 3 всего погибло – 5;
- аварий – 1, в том числе в ВП класса «G» – 1;
- авиационных инцидентов всего – 2 (посадка ВС ниже эксплуатационного минимума – 1, поражение ВС атмосферным электричеством – 1);
- производственных происшествий всего – 2 (чрезвычайные происшествия);

— аварийных ситуаций (АС) без расследования всего – 1 (поражение ВС атмосферным электричеством).

Фирма Boeing в статистических исследованиях АП на пассажирских рейсах во всей мировой авиации показала, что более половины всех аварий происходит на этапах взлета и посадки [2]. Управление полетом на этих этапах осуществляется при непосредственном участии пилота, который находится в сильном психологическом напряжении, и поэтому «человеческий фактор» становится решающим. Статистика АП по материалам последних зарубежных и отечественных исследований [3–5] показывает, что доля АП, обусловленных участием человека в процессе выполнения полетного задания, варьируется в зависимости от методов оценки от 50 до 70%.

Одним из направлений повышения безопасности является оборудование самолетов бортовыми системами, обеспечивающими приборный контроль критических координат движения на этапах пробеге после посадки по взлетно-посадочной полосе (ВПП), а также на этапах разбега на взлете. Стали необходимыми информационная поддержка экипажа и создание дружественной среды взаимодействия пилота с оборудованием кабины. Для этого в [6–8] были разработаны методы прогнозирования и новые алгоритмы расчета перемещения ВС на наземных участках траектории.

В частности, было принято решение включить в состав бортового оборудования информационно-измерительную систему (ИИС) контроля разбега [6], осуществляющую наблюдение одновременно продольного ускорения, скорости и дальности до достижения заданной скорости. Прогноз дальности до контрольной точки принятия решения помогает пилоту принять своевременное решение. Но если прогнозная дальность отличается от нормативной на недопустимую величину, ИИС формирует сигнал оповещения экипажа и командный сигнал запрещения взлета. В [7, 8] разработаны варианты выполнения безопасного прогнозного взлета и экстренного торможения в неблагоприятных климатических условиях и географических координатах. Концептуальной базой разработок принят энергетический подход к управлению пространственным движением летательного аппарата (ЛА), впервые изложенный в [9].

В настоящей работе получили дальнейшее развитие методы оценки ситуации и прогноза движения ВС по ВПП как на режимах торможения после посадки или прерванного взлета, так и на этапе разбега перед взлетом, а также разработаны методы повышения ситуационной осведомленности для исключения стрессовых нагрузок и снижения рисков ошибочных действий экипажа ВС.

## 2. Уравнение баланса энергий движения ЛА

Исторически сложившимися основными управляемыми координатами самолета являются высота, скорость и направление полета. Они являются естественными для управления полетом как в режиме визуальной ориентации, так и в полете по приборам. Теория и практика автоматического управления развивались в том же направлении. И в авиации утвердилась концеп-

ция управления полетом в продольном канале воздушного судна посредством двух контуров — траекторного и скоростного. В системах автоматического управления полетом функции регуляторов выполняют независимые устройства — автомат тяги и автопилот. В задачах синтеза регуляторов классическими методами не учитывается нелинейная взаимосвязь двух основных переменных (скорости и высоты полета), обеспечиваемая фундаментальным законом сохранения энергии тела, движущегося в потенциальном поле сил.

В отличие от традиционного описания пространственного движения ЛА в форме уравнений Коши в [10] предложена концепция управления, в которой управляемой величиной является полная энергия движения  $E$ :

$$E = mgh + \frac{mV^2}{2},$$

где  $m$  — масса ЛА,  $h$  — высота полета,  $V$  — скорость в инерциальной системе координат (СК).

В дальнейшем будем рассматривать движение в терминах нормированной по весу удельной энергии движения  $H_E$ , которая называется также «псевдо-энергией» или энергетической высотой:

$$H_E = \frac{E}{mg} = h + \frac{V^2}{2g}.$$

Из совместного решения динамических уравнений переносного движения в возмущенной атмосфере и уравнения полной энергии объекта образуется **уравнение баланса энергий**, которое имеет вид

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

Это уравнение описывает количественные соотношения между источником энергии и всеми ее потребителями в системе объектов «летательный аппарат — силовая установка — внешняя среда». Уравнение записано в форме приращений и содержит члены:  $\Delta H_E$  — приращение энергетической высоты ЛА,  $\Delta H_E^{дв}$  — удельная работа двигателя,  $\Delta H_E^D$  — затраты энергии на преодоление сопротивления аэродинамических сил,  $\Delta H_E^{shass}$  — затраты энергии на преодоление сопротивления шасси,  $\Delta H_E^w$  — работа ветра. Для каждого члена в [8, 9] найдены выражения:  $\Delta H_E = \int_{t_1}^{t_2} V_B(\theta + \frac{\dot{V}_B}{g})dt$  где  $V_B$  — воздушная скорость,  $\theta$  — угол наклона траектории в инерциальной СК;  $\Delta H_E^{дв} = \int_{t_1}^{t_2} V_B P_H \cos(\alpha_B + \phi_{dv})dt$ , где  $P_H = \frac{P}{mg}$  — нормированная сила тяги,  $\alpha_B$  — угол атаки,  $\phi_{dv}$  — угол установки двигателя;  $\Delta H_E^D = \int_{t_1}^{t_2} V_B D_H dt$ , где  $D_H = \frac{D}{mg}$  — нормированное лобовое сопротивление;  $\Delta H_E^w = \int_{t_1}^{t_2} V_B f_w dt$  множитель  $f_w \approx \frac{\dot{w}_x}{g} - \frac{\dot{w}_y}{V_B}$ , называется фактором ветра или индексом опасности,  $w_x$  и  $w_y$  — проекции скорости ветра на оси инерциальной СК;  $\Delta H_E^{shass} = \int_{t_1}^{t_2} V k_{torm} f_w dt$ , где  $k_{torm}$  — обобщенный нормированный коэффициент торможения, равный отношению суммарной силы сопротивления со стороны шасси к весу самолета.

### 3. Базовые алгоритмы энергетической системы управления

Энергетическая высота  $H_E$  имеет две компоненты, одна из которых характеризует потенциальную энергию, а другая — кинетическую. При движении в пространстве изменение каждой из компонент не является независимым, а подчинено закону сохранения полной энергии. Поэтому задача синтеза алгоритмов управления полетом ставится в естественной форме как задача многокритериального управления. Первым критерием является минимизация отклонения энергетической высоты  $\Delta H \rightarrow \min$ , вторым — рассогласование между ее составляющими, кинетической и потенциальной:

$$\Delta H_E^{kin} - \Delta H_E^{pot} \rightarrow \min.$$

Единственной управляющей переменной в энергетической системе управления (ЭнСУ), влияющей на полную энергию ЛА, является тяга  $P$ , а отклонение руля высоты  $\delta_B$  вызывает перераспределение потенциальной и кинетической составляющих.

Уравнение сил в проекциях на оси воздушной СК имеет вид

$$m\dot{V}_B = P \cos(\alpha_B + \phi_{dv}) - D - mg \sin \theta_B - m(\dot{W}_{xg} \cos \theta_B + \dot{W}_{yg} \sin \theta_B),$$

где  $V_B$  — воздушная скорость,  $\alpha_B$  — угол атаки в воздушной СК,  $D$  — лобовое сопротивление,  $\theta_B$  — угол наклона траектории в воздушной СК,  $W_{xg}, W_{yg}$  — проекции скорости ветра на оси земной СК. Разрешив это уравнение относительно  $P$  в предположении малости углов и переходя к нормированным переменным, получим

$$P_H = \theta + \frac{\dot{V}_B}{g} + f_w + D_H.$$

В режиме установившегося полета при отсутствии ветра упрощенный закон управления тягой двигателя в ЭнСУ в приращениях относительно заданных значений получен в виде

$$\Delta P_H^{EnSU} = \Delta \theta + \frac{\Delta \dot{V}_B}{g}.$$

Для минимизации рассогласования между потенциальной и кинетической составляющими используется управление рулем высоты, что не влияет на выполнение первого критерия:

$$\Delta \delta_H^{EnSU} = \Delta \theta - \frac{\Delta \dot{V}_B}{g}.$$

Для обеспечения астатизма по управляемым координатам к пропорциональным членам добавляются интегральные.

Управление полетом с ЭнСУ естественным образом учитывает взаимное влияние между скоростным и траекторным каналами и не требует введения корректирующих цепей для учета этих связей.

#### 4. Энергетический метод прогнозирования взлета и безопасного пролета над препятствием

Целью пилотирования на этапе взлета является пролет над верхней точкой высотного препятствия со скоростью не ниже скорости устойчивого горизонтального полета. В осложненных условиях пилоту требуется априори оценить способность самолета осуществить разбег до взлетной скорости в пределах ВПП и набрать достаточную высоту для пролета над высотными препятствиями по курсу взлета. Схема взлета показана на рис. 1. На рисунке обозначено:  $x(t)$  – текущая координата самолета;  $H_{преп}$  и  $L_{преп}$  – высота препятствия и дальность до него от обреза ВПП;  $V_2$  – минимальная скорость устойчивого горизонтального полета;  $S$  – дистанция накопления энергии;  $L_{VPP}$  – длина взлетно-посадочной полосы;  $D_{ТВВ}$  – дальность до точки возможности взлета (ТВВ),  $D_{ТПР}$  – дальность до точки принятия решения (ТПР);  $x_{ТПР}$  – координата точки принятия решения;  $L_{рез}$  – резерв разбега от ТПР до обреза ВПП.

Согласно Руководству по летной эксплуатации (РЛЭ) взлет разрешается при последовательном достижении регламентной минимальной скорости горизонтального полета  $V_1$  и скорости подъема носового колеса  $V_T$  безотносительно к положению самолета на ВПП. Однако указанная процедура взлета не гарантирует безопасного пролета над препятствием, так как скорость  $V_T$  может быть достигнута в точке, расположенной в недопустимой близости к обреза ВПП или за его пределом.

Найдем способ информирования пилота о возможности безопасного взлета с опережением, используя прогнозирование энергетического состояния самолета, соответствующего требуемым обобщенным координатам в точке пролета.

Для безопасного пролета над препятствием самолет должен иметь скорость не менее скорости устойчивого горизонтального полета  $V_2$  для данного самолета. Тогда полная энергия самолета в момент преодоления препятствия  $E_{H_{преп}}$  должна содержать необходимый минимум кинетической составляющей и запас потенциальной составляющей, которая и сообщает ВС

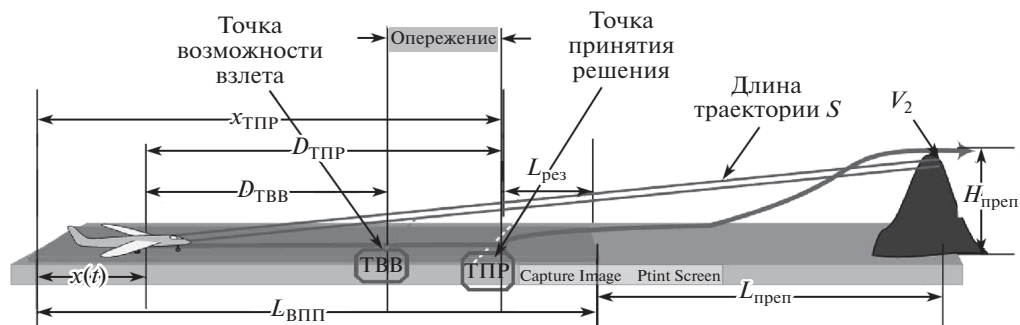


Рис. 1. Координаты характерных точек на траектории взлета.

необходимую высоту  $H_{prep}$  пролета над препятствием:

$$(1) \quad E_{H_{prep}} = m \frac{V_2^2}{2} + mgH_{prep}.$$

Величина полной накопленной энергии ЛА складывается из текущих кинетической и потенциальной составляющих и работы всех внешних сил  $F_i$  на траектории длиной  $S$ . Тогда спрогнозированная накопленная энергия равна

$$(2) \quad E(t)_{prog} = m \frac{V(t)^2}{2} + mgh(t) + S \sum_i F_i(t),$$

где  $\sum_i F_i(t)$  – равнодействующая всех внешних сил: тяги двигателя, аэродинамического сопротивления, силы ветра и силы торможения шасси. Уравнение (2) в явном виде связывает энергетическое состояние объекта управления и длину траектории для достижения этого состояния.

Величина результирующей силы естественным образом вычисляется через продольную перегрузку:

$$(3) \quad \sum_i F_i(t) = mgn_x(t).$$

Из условий равенства необходимой (1) и прогнозной (2) энергий с учетом измерений всех сил (3) в процессе разбега находим длину впередилежащего участка траектории до ТПР, необходимого для накопления недостающей полной энергии:

$$D_{TPR} = \frac{(g(H_{prep} - h(t)) + 0,5(V_2^2 - V(t)^2))}{gn_x(t)} - L_{prep}.$$

Заметим, что это выражение инвариантно относительно массы. Точка траектории, где прогнозируемая длина этого участка обнуляется, и является ТПР о безопасном взлете:  $X_{TPR} = x(t)|_{D=0}$ . Координата этой точки вычисляется просто:

$$X_{TPR}(t) = x(t) + D_{TPR}(t).$$

Метод прогнозирования полной энергии указывает на возможность взлета не в момент достижения скорости принятия решения, а раньше и в координатах дальности, привязанных к ВПП.

Метод прогнозирования на базе энергетического подхода позволил получить прогнозную оценку еще одной характерной точки на траектории разбега. Для каждого типа ВС известна минимальная скорость на разбеге  $V_r$ , при которой разрешен подъем передней стойки шасси. В нештатных ситуациях пилот должен оценивать не только возможность продолжения разбега, 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

$$D_{V_r}(t) = \frac{V_r^2 - V^2(t)}{2gn(t)}.$$

При достижении нулевой величины этой прогнозной дальности возникает возможность подъема передней стойки шасси для разворота самолета на

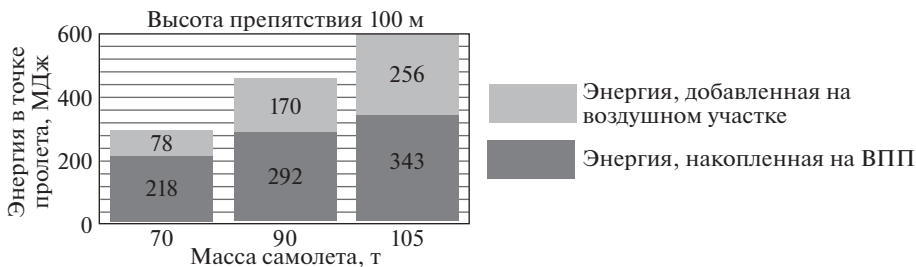


Рис. 2. Накопление энергий на наземном и воздушном сегментах траектории.

взлетный угол атаки. В процессе разбега предложено выдавать сообщение пилоту на дисплее о дальности до точки подъема передней опоры шасси. Инструментальная оценка этой дальности в отличие от интуитивной улучшает ситуативную осведомленность пилота и снижает предпосылки для ошибочных действий. В процессе разбега предлагается выдавать пилоту на приборной панели или на дисплее сообщение о дальности до точки подъема передней стойки.

Для повышения ситуативной осведомленности и снижения психологической напряженности служит также прогноз резерва дальности до обреза ВПП в ТПР:

$$L_{res}(t) = L_{VPP} - x(t) - D_{TPR}(t).$$

Весьма полезной особенностью энергетического метода прогнозирования является учет в текущем прогнозе полной энергии, приобретаемой самолетом на впередилежащем воздушном сегменте за пределами наземного участка, что и позволяет вычислять прогнозные значения с опережением относительно текущих событий. Соотношение энергий на наземном и воздушном сегментах для самолетов с тремя взлетными массами представлено на рис. 2. Итак, энергетический метод прогнозирования дает возможность рассчитать дальности до всех регламентных событий на траектории осложненного взлета с опережением. Информация о наступлении этих событий может быть представлена пилоту на кабинном индикаторе в текстовой, звуковой или графической формах. Осведомленность пилота о текущей и прогнозируемой ситуации снижает психологические нагрузки и уменьшает вероятность ошибочных или несвоевременных реакций пилота.

## 5. Моделирование взлета при наличии препятствий

Апробация метода прогнозирования параметров полета в точке пролета над препятствием была проведена на компьютерном стенде. В состав стенда входила полная сертифицированная модель самолета ТУ-204, включая модель двигателя и модель шасси.

Пульт оператора позволял устанавливать массу и центровку самолета, климатические условия, высотность аэродрома и составлять сценарий взлета в соответствии с действующими РЛЭ. Управление на разбеге и взлете в этом варианте стенда осуществлялось автоматической ЭНСУ.

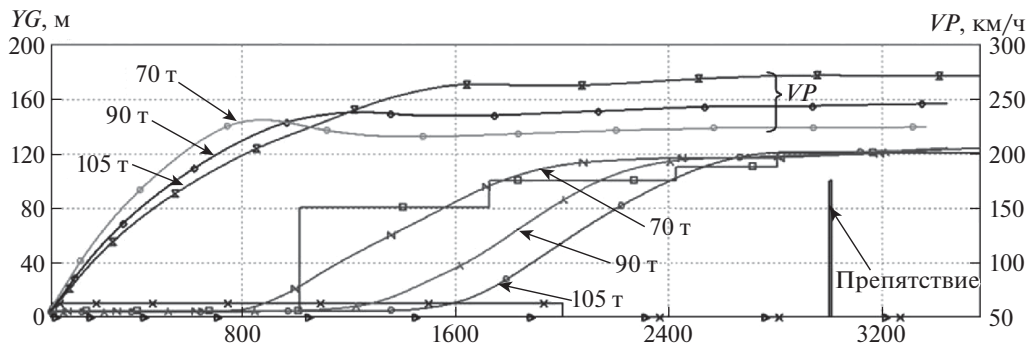


Рис. 3. Переходные процессы с энергетической системой управления.

Энергетическая система экономно и рационально расходует ресурсы органов управления — сектора газа и ручки высотного канала — при выполнении пространственных маневров. Поэтому сценарий взлета содержал только задания на требуемые значения по скорости и высоте.

На рис. 3 показаны переходные процессы по высоте  $YG$  и скорости  $VP$  на взлете при наличии препятствия высотой 100 м на дальности 1000 м от торца ВПП для самолета с тремя различными взлетными массами.

Целью моделирования было сравнение положения прогнозных точек принятия решения на взлет с рекомендациями РЛЭ для самолета с разной массой (от минимальной до максимальной) и расположением препятствий высотой от 50 до 150 м на удалении от обреза ВПП от 500 до 3000 м. В процессе взлета фиксировалось положение самолета на ВПП (координата  $X_{TPR}$ ), в котором текущее энергетическое состояние с учетом прогноза движения было достаточным для безопасного взлета.

В табл. 1 приведены координаты точек принятия решения, рассчитанные по прогнозу  $X_{V_1}^{progn}$ , и координаты точек, в которых фактически достигается регламентная скорость  $V_1$  принятия решения на взлет  $X_{V_1}^{fact}$  для самолета с взлетной массой 70, 90 и 105 т, а также координаты  $X_{V_r}$  точек достижения скорости подъема носовой опоры.

Сравнение координат показывает, что прогноз достижимости пролета над препятствием, а также прогноз скорости подъема носового колеса осуществляется намного раньше, чем самолет приобретает скорости принятия решения  $V_1$  и  $V_r$ , предписываемые РЛЭ.

Для стендовой отработки режимов взлета при информационной поддержке пилота был реализован прототип индикатора движения самолета в реаль-

**Таблица 1.** Сравнение прогнозных и реальных координат

Масса, т	$V_1$ , км/ч	$X_{V_1}^{fact}$ , м	$X_{V_1}^{progn}$ , м	$V_r$ , км/ч	$X_{V_r}$ , м
70	204	515	153	210	547
90	220	764	508	228	825
106	238	1095	837	245	1203



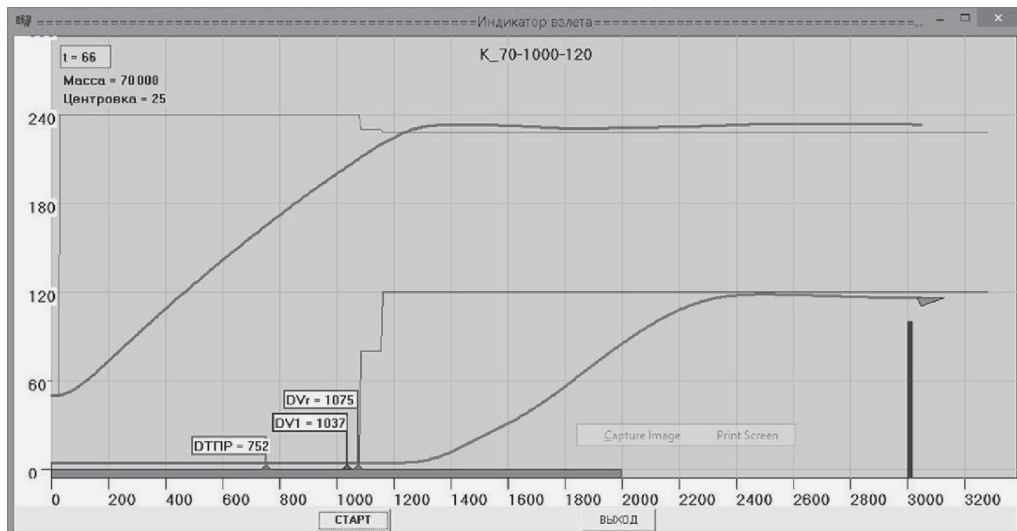


Рис. 4. Окно прототипа индикатора взлета в кабине пилота.

ном времени по ВПП и на воздушном участке. Окно индикатора на момент пролета над препятствием показано на рис. 4.

В окне индикатора демонстрируются истории 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. На прототипе индикатора в реальном времени последовательно возникают прогнозные отметки дальностей до точки возможности принятия решения на взлет ( $D_{TPR}$ ), до точки достижения регламентной скорости принятия решения ( $DV_1$ ) и до точки отрыва носового колеса ( $DV_r$ ) с указанием их численных значений.

## 6. Метод прогнозирования дистанции безопасного торможения

Схема посадки показана на рис. 5, где обозначено:  $x(t)$  — текущее положение самолета на ВПП,  $D_{\text{торм}}$  — длина тормозного пути,  $X_{\text{торм}}$  — координата конечной точки,  $L_{\text{рез}}$  — резерв пробега до обреза ВПП.

В пределах наземного участка траектории, на этапах пробежки после приземления или перед прерванным взлетом, могут возникать ситуации, когда

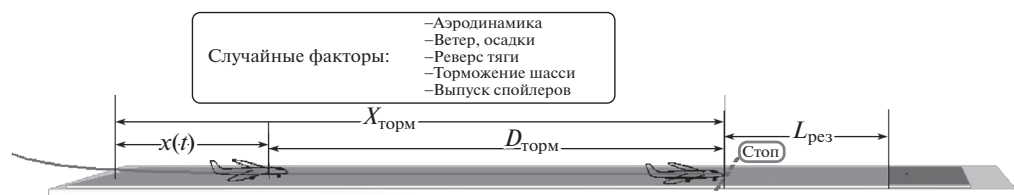


Рис. 5. Схема процесса торможения.

существует опасность выкатывания за пределы ВПП. В условиях дефицита времени необходимо оценить возможность или 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  $\epsilon$  или скорости руления.

При выбранном критерии останова  $V(t) \leq \epsilon$  прогнозная длина тормозного пути будет

$$(4) \quad D_{torm} = \frac{0,5(V^2(t) - \epsilon^2)}{gn_x(t)}.$$

По вычисленной оценке предельной дальности останова самолета в поле зрения пилота может быть представлен резерв дистанции безопасного торможения:

$$L_{res} = L_{VPP} - x(t) - D_{torm}.$$

Такое сообщение будет помогать пилоту принять решение об аварийном торможении, а в случае его невозможности — об уходе на второй круг.

В процессе торможения все силы и условия меняются, и поэтому рассчитываемые априори оценки движения самолета по ВПП не совпадают с реальными и всегда содержат погрешность. Более того, прогноз по текущей ситуации всегда оказывается оптимистичным, так как основные силы торможения (реверсная тяга и аэродинамическое сопротивление) уменьшаются по мере снижения скорости движения.

Для повышения достоверности прогноза предлагается коррекция результатов прогнозирования, найденных по формуле (4), путем введения коэффициента коррекции  $Q_{cor}$  и вычисления скорректированной длины тормозного пути:

$$(5) \quad D_{tormcor} = Q_{cor} D_{torm}.$$

Поскольку наибольшие погрешности прогноза возникают на участках с максимальным реверсом и с выпущенными интерцепторами, то коэффициенты коррекции выбираются отдельно для каждой конфигурации средств торможения. Эти участки всегда идентифицируются, и переключение вида коррекции не вызывает затруднений.

В начале тормозного пути (на реверсном участке) наибольшее влияние на ошибки прогнозирования имеют коэффициент сцепления  $k_{sc}$ , который и сообщается на борт для расчета посадки, и скорость качения  $V$ , ограниченная скоростью реверса  $V \geq V_{rev}$ .

Коэффициент коррекции на участке реверса  $Q_{rev}$  в явном виде учитывал именно эти факторы:

$$Q_{rev} = k_{rev}(k_{sc})k_{rev}(V).$$

Для  $k_{rev}(k_{sc})$  были найдены варианты аналитической аппроксимации в виде полиномов второй, третьей и четвертой степеней. Вариант полинома третьей степени имеет вид

$$k_{rev}(k_{sc}) = 16,14(k_{sc})^3 - 22,55(k_{sc})^2 + 8,25k_{sc} + 0,716.$$

Несмотря на различия аппроксимирующих полиномов, итоговые погрешности отличались не более чем на 10%.

Эмпирическая зависимость коэффициента коррекции от скорости найдена в виде

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

где  $V_H$  – 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  $k_1$  определялись поиском по критерию минимума средней погрешности прогноза на реверсном участке.

На участке пробег с выпущенными интерцепторами коррекция достигалась простым масштабированием коэффициентов по нормированной средней посадочной массе  $m_{norm}=m/90$ :

$$Q_{int} = k_i m_{norm}.$$

Значения  $k_i$  были найдены поиском для всех условий торможения по критерию минимума ошибки за весь полет. После уборки интерцепторов коэффициент коррекции менял масштаб  $Q_{int} = 0,8K_i m_{norm}$ .

Поскольку состояния устройств торможения и действия внешних факторов меняются с высокой скоростью, то для сглаживания возможных высокочастотных всплесков все вычисленные прогнозные значения проходят через демпфирующий фильтр в форме апериодического звена, у которого имеется возможность выбирать постоянную времени  $T_{f_{progn}}$ .

## 7. Исследования алгоритма прогнозирования дистанции торможения

Для исследования алгоритмов прогнозирования был разработан специальный моделирующий стенд. Стенд имеет набор режимов, позволяющих провести анализ алгоритмов прогнозирования, их коррекцию и исследования, а также развитые сервисные средства для задания условий эксперимента, обработки и регистрации результатов.

В первую очередь стенд используется для определения коэффициентов коррекции по выбранным критериям оптимальности, в качестве которых могут быть заданы ошибки прогноза на любом отрезке траектории. Программный модуль алгоритмов прогнозирования содержит базу настроек коэффициентов алгоритма (5) на дискретном множестве условий торможения. Чтобы сделать покрытие области настроек непрерывным, в составе программного обеспечения имеется модуль интерполяции коэффициентов коррекции в функции трех аргументов  $[k_0, k_1, k_i] = INTERPOL[m, k_{sc}, V_{pos}]$ .

В состав сервисного программного обеспечения исследовательского стенда включен модуль для анализа результатов статистических испытаний разрабатываемых алгоритмов прогнозирования. Модуль статистических испытаний настроен на анализ погрешностей прогнозирования точки останова в процессе торможения самолета на ВПП. Случайными возмущениями являются

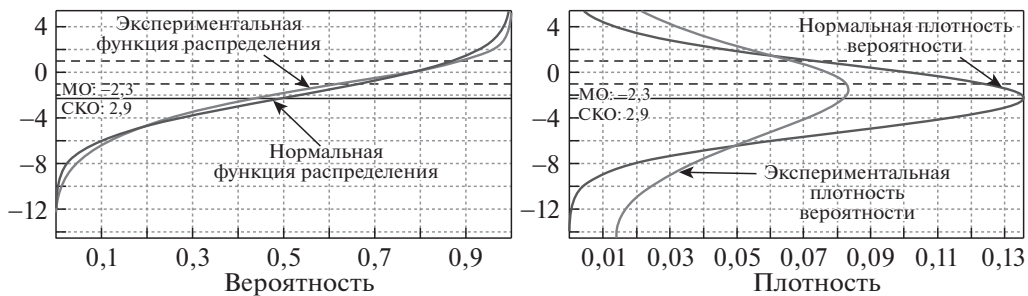


Рис. 6. Функции распределения и плотности вероятности ошибок прогнозирования дистанции торможения самолета.

разброс веса самолета и коэффициента сцепления. Закон распределения может быть назначен нормальным или равномерным. При построении графиков на экране изображается экспериментальная функция распределения вместе с аналитической нормальной с теми же моментами.

На рис. 6 приведены экспериментальные функции распределения и соответствующие им плотности вероятности ошибок прогнозирования дистанции торможения ( $\Delta D_{torm}$ ) самолета массой 90 т от начальной скорости 220 км/ч. На каждом графике нанесена аналитическая аппроксимация функции распределения нормальным законом. Там же отмечены уровень математического ожидания (МО) и ширина 5%-го допуска на ошибки.

Как видно из графиков, случайные ошибки прогнозирования имеют распределения, близкие к нормальному. Малые значения среднего арифметического и дисперсии ошибок свидетельствуют о высокой точности прогноза, которая достигается эффективной коррекцией алгоритмов прогнозирования.

Наиболее сильное влияние на динамику процесса торможения оказывает реверс тяги двигателя. Повышение достоверности прогноза на участке реверсирования имеет большое значение, потому что на этом участке скорость движения наиболее высока, что приводит пилота в состояние повышенного психологического напряжения. Исследованы и сопоставлены ошибки прогнозирования в течение всего этапа торможения (Ош.полн) и ошибки только на режиме с включенным реверсом (Ош.рев). При этом коэффициенты коррекции были найдены методом поиска по двум различным критериям — по критерию минимума ошибок на участке реверса тяги  $\min(\text{Ош.рев})$  и по критерию минимума ошибок на всей траектории торможения  $\min(\text{Ош.полн})$ .

В табл. 2 приведены средние значения ошибок прогнозирования на участке реверсирования и на полной траектории торможения самолета с посадочной

**Таблица 2.** Ошибки прогноза на реверсном участке и полной траектории торможения

Коэфф. сцен.	0,3	0,3	0,5	0,5	0,75	0,75
Крит. опт.	Ош.рев.	Ош.полн.	Ош.рев.	Ош.полн.	Ош.рев.	Ош.полн.
$\min(\text{Ош.рев})$	-8,97	-8,94	-0,48	10,27	-0,23	6,03
$\min(\text{Ош.полн})$	-21,35	-3,81	-3,54	-2,0	1,55	0,55

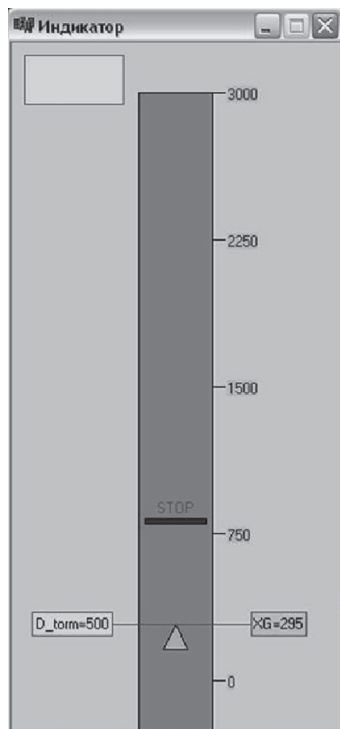


Рис. 7. Индикатор торможения.

массой 90 т, начальной скоростью 220 км/ч и коэффициентами сцепления с ВПП 0,3, 0,5 и 0,75.

Эти данные подтверждают, что реверсный участок вносит основную погрешность в прогноз, и оптимизация по критерию минимума ошибки на реверсном участке также значительно снижает полную ошибку за весь пробег.

Прототип индикатора при движении самолета в реальном времени по ВПП для информационной поддержки пилота показан на рис. 7. Имеются метки текущего положения самолета и прогнозной точки окончания торможения. Показываются также численное значение координаты самолета на ВПП и расчетная дальность до точки останова.

Если прогнозная точка останова смещается за обрез ВВП, то это является сигналом к уходу на второй круг.

## 8. Заключение

Для повышения ситуационной информированности экипажа воздушного судна и снижения психологической напряженности в статье разработаны алгоритмы прогнозирования терминальных состояний во время выполнения взлетно-посадочных операций. Алгоритмы основаны на энергетическом подходе к управлению движением воздушного судна, который дает возможность делать оценки ситуации не только в текущий момент времени, но и на впередилежащем участке траектории, включая воздушный участок подлета к вы-

сотному препятствию. Предложено сообщать результаты прогноза непосредственно экипажу в форме текстовых, графических или звуковых оповещений. На разбеге перед взлетом определена дальность до точки принятия решения о возможности безопасного взлета и пролета над высотным препятствием. На режиме торможения найдены алгоритмы прогнозирования дальности до точки останова или до скорости рулежки. На каждом из этих режимов прогноз возможности безопасного достижения критических точек маневра осуществляется с опережением относительно их фактического достижения на траектории движения. Это придает уверенности в выполнении полетного задания в нестандартных или отягощенных условиях на ВПП.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационные происшествия и инциденты в 1-м квартале 2023 г. <http://old.aviamettelecom.ru>.
2. Accidents statistics. <http://www.planecrashinfo.com/cause>
3. *Borodkin S., Volynchuk A., Ganiev Sh., et al.* Modern methods of preventing aircraft overrunning the runway // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25. № 02. С. 1–12.
4. *Grebenkin A., Burdun I.* Landing under extreme conditions: early safety screening by means of the «pilot–automaton–air–craft–operating environment» system dynamics model // SAE 2019 Aviation Technology Forum. 2019.
5. *Гребенкин А.В., Лушников А.А.* Учет человеческого фактора в задачах интеграции ручного и автоматического управления в сложных многофакторных условиях посадки магистрального самолета // Сб. науч. ст. по материалам II Всероссийского форума с международным участием «Академические Жуковские чтения», Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2022. С. 224–231.
6. *Никифоров С.П.* Бортовая система контроля разбега — эффективное средство повышения безопасности взлетов транспортных самолетов // ТВФ № 3–4. 2002. С. 47–54.
7. *Shevchenko A.* Some Means for Informational Support of Airliner Pilot // 5th Int. Scientific Conf. on Physics and Control (Physcon 2011). Leon, Spain. 2011. P. 1–5.
8. *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.
9. *Kurdjukov A., Nachinkina G., Shevtchenko A.* Energy approach to flight control // AIAA Conf. Navigation, Guidance and Control. AIAA Paper 98-4211. Boston. 1998.
10. *Lambregts A.* Vertical Flight Path and Speed Control Autopilot Design Using Total Energy Principles // AIAA Paper 83-2239CP. 1983. P. 559–569.

*Статья представлена к публикации членом редколлегии В.М. Глузовым.*

Поступила в редакцию 19.06.2023

После доработки 28.07.2023

Принята к публикации 02.08.2023