

## РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА

А.М. Шевченко, Ю.И. Солонников, Г.Н. Начинкина

Предложен алгоритмический метод оценивания текущего и прогнозирования будущего движения, основанный на энергетическом подходе к управлению полетом летательных аппаратов. На основе полученных оценок рассчитано положение воздушного судна на взлетно-посадочной полосе, из которого возможно достигнуть скорости устойчивого горизонтального полета и набрать высоту для преодоления высотных препятствий по курсу взлета. Приведены результаты моделирования взлета пассажирского самолета с различной взлетной массой и при наличии препятствий на разном удалении от конца взлетно-посадочной полосы.

**Ключевые слова:** управление полетом, взлет, энергетический подход, принятие решения.

### ВВЕДЕНИЕ

Этапы взлета и посадки любого летательного аппарата характеризуются как интенсивным маневрированием, так и ограниченностью ресурсов управления для достижения некоторых терминальных состояний. Так, при взлете самолета требуется выполнить разбег в границах взлетно-посадочной полосы (ВПП), совершить отрыв от ее поверхности и на воздушном участке взлета набрать достаточную высоту, исходя из требований норм летной годности, или для преодоления высотных препятствий по курсу полета. В конечной фазе посадки надо погасить скорость до уровня, пригодного для рулежки или до полного останова. При неблагоприятных условиях, таких как удаленная точка приземления, укороченная ВПП, наледь, осадки и др., выполнение целевой функции при располагаемых средствах торможения представляет собой терминальную задачу с трудно предсказуемым или негарантированным исходом.

Вопросам улучшения качества управления на критических этапах полета и тем самым снижения риска возникновения летных происшествий посвящено множество работ [1–5]. Все они основаны на знании номинальных аэродинамических характеристик или использовании нормированных диаграмм для коррекции основных маневров на взлете в зависимости от априори известных факторов:

температуры, высотности аэродрома, уклона ВПП, вектора скорости ветра и др. Как отмечалось в ряде исследований [1, 2], существующая методика принятия решения на взлете, основанная только на моменте достижения самолетом так называемой скорости принятия решения  $V_1$ , не может предотвратить авиационных происшествий, причиной которых бывают заниженные разгонные характеристики самолета, потеря тяги, превышение допустимой массы, неисправность тормозов или отклонение погодных условий от ожидаемых.

Настоящая работа посвящена нахождению условий достижимости конечного состояния и определению резерва дальности по траектории до возникновения критической ситуации. Концептуально основная идея работы находится в русле новых взглядов на управление в классе терминальных алгоритмов с фиксированной функцией цели.

### 1. ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОДХОДА

Основы алгоритмических методов оценивания текущего и прогнозирования будущего движения воздушного судна были сформулированы ранее в работе [6]. Методы базируются на энергетическом подходе к управлению полетом летательных аппаратов [7, 8]. С позиций этого подхода движение летательного аппарата рассматривается в терминах его полной энергии и ее составляющих — по-

тенциальной и кинетической. Количественные соотношения между источником и потребителями энергии выражены в форме уравнения баланса энергий:

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

которое записано в форме приращений удельной энергии движения

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

где  $h$  и  $V$  — высота и скорость полета,  $m$  — масса летательного аппарата,  $g$  — ускорение свободного падения.

Удельная энергия имеет размерность высоты, поэтому она называется также энергетической высотой. Здесь  $\Delta H_E$  — приращение энергетической высоты,  $\Delta H_E^{дв}$  — удельная работа двигателя,  $\Delta H_E^D$  — затраты энергии на преодоление всех внешних сил — лобового сопротивления, тормозной системы, трения и др.,  $\Delta H_E^w$  — работа ветра.

Для каждого члена уравнения баланса энергий в работе [7] получены выражения:

$$\Delta H_E = \int_{t_1}^{t_2} V_B(\theta + \dot{V}_B/g) dt,$$

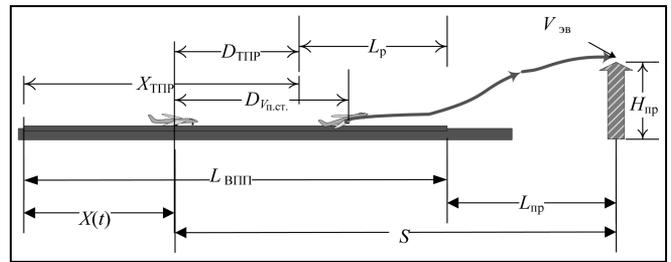
$$\Delta H_E^{дв} = \int_{t_1}^{t_2} V_B P_H \cos(\alpha_B + \varphi_{дв}) dt,$$

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

где  $\theta$  — угол наклона траектории;  $V_B$  — воздушная скорость;  $P_H$  — тяга двигателя, нормированная весом самолета;  $D_H$  — нормированная равнодействующая всех внешних сил;  $\alpha_B$  — угол атаки крыла;  $\varphi_{дв}$  — угол установки двигателя;  $f_w \cong \dot{W}_x/g - W_y/V_B$  — так называемый фактор ветра, а  $W_x$  и  $W_y$  — горизонтальная и вертикальная составляющие скорости ветра.

## 2. МЕТОД ПРОГНОЗИРОВАНИЯ БЕЗОПАСНОГО ПРОЛЕТА НАД ПРЕПЯТСТВИЕМ

В условиях высокой интенсивности воздушных операций повышается вероятность ситуаций, требующих безотлагательного принятия решений, когда самолет находится непосредственно в пределах ВПП.



**Рис. 1.** Координаты характерных точек на этапе взлета:  $X(t)$  — текущая координата самолета;  $H_{пр}$  и  $L_{пр}$  — высота препятствия и дальность до него;  $V_{эв}$  — минимальная скорость устойчивого горизонтального полета;  $S$  — дистанция накопления кинетической энергии;  $L_{ВПП}$  — длина взлетно-посадочной полосы;  $D_{Вп.ст}$  — дальность до точки достижения скорости подъема передней стойки;  $D_{ТПР}$  — дальность до точки принятия решения (ТПР);  $X_{ТПР}$  — координата точки принятия решения;  $L_p$  — резерв разбега от ТПР

На этапе разбега при пониженной тяговооруженности по причине отказа двигателей или в условиях высокогорья, или при повышенной температуре воздуха, или при предельных полезных нагрузках требуется оценить способность 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 статье предлагается метод прогнозирования конечного энергетического состояния самолета, достаточного для сообщения самолету требуемых координат в точке пролета. Метод учитывает накопление энергии на траектории движения от текущей точки на ВПП до препятствия. Схематично траектория и ограничения на взлете показаны на рис. 1.

Для устойчивого полета самолет должен иметь скорость не ниже некоторой эволютивной  $V_{эв}$ , известной для каждого самолета. Таким образом, полная энергия движения в момент преодоления препятствия  $E_{H_{пр}}$  должна содержать необходимый минимум кинетической составляющей и запас потенциальной, которые и определяют достижимую высоту  $H_{пр}$  пролета над препятствием:

$$E_{H_{пр}} = m V_{эв}^2 / 2 + mg H_{пр}. \quad (1)$$

Значение полной накопленной энергии в конце какого-либо маневра складывается из текущей кинетической энергии и работы всех внешних сил  $F_i$  на траектории маневра. Траектория подлета к препятствию включает в себя наземный и воздушный участки. Считая малыми углы набора высоты, бу-



дем отождествлять пространственную траекторию и ее проекцию с длиной  $S$ . Тогда спрогнозированная накопленная энергия на пути полета к препятствию будет выражаться формулой:

$$E_{\text{пор}}(t) = m \frac{V(t)^2}{2} + mgh(t) + S \sum_i F_i(t), \quad (2)$$

где  $\sum_i F_i(t)$  — сумма всех внешних сил: тяги двигателя, аэродинамического сопротивления, трения качения и торможения.

Моделирование или прямое измерение всех действующих сил представляет собой нетривиальную задачу. Наиболее значимые из них тяга двигателя, аэродинамические силы при наличии ветра, реакция со стороны шасси и др. Влияние равнодействующей всех этих сил проявляется в виде ускорения. В предлагаемой методике сумма действующих сил естественным образом вычисляется через продольное ускорение  $a(t)$

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

которое на борту обычно определяется по измеряемой перегрузке  $a(t) = gn_x(t)$ .

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

$$D_{\text{ТПР}} = \frac{g}{a(t)} (H_{\text{пр}} - h(t)) + \frac{(V_{\text{эв}})^2 - V(t)^2}{2a(t)} - L_{\text{пр}}.$$

В точке траектории, где прогнозируемая длина этого участка обнуляется, прогнозный уровень энергии будет достаточным для пролета над препятствием с требуемой скоростью. Эта точка названа точкой принятия решения о безопасном взлете:  $X_{\text{ТПР}} = x(t)|_{D_{\text{ТПР}}=0}$ . В отличие от методики взлета, предписываемой руководствами по летной эксплуатации, метод прогнозирования полной энергии гарантирует 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. Размер резерва также прогнозируется в процессе разбега:  $L_p = L_{\text{ВПП}} - x(t) - D_{\text{ТПР}}$ .

Метод прогнозирования на основе энергетического подхода позволил получить прогнозную оценку еще одной характерной точки на траекто-

рии разбега. Для каждого типа самолета существует минимальная скорость на разбеге  $V_{\text{п.ст}}$ , при которой разрешен подъем передней стойки шасси для разворота самолета на взлетный угол тангажа. Эта скорость зависит от его взлетной массы, конфигурации крыла и регламентируется техническими условиями на самолет. В нештатных 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

$$D_{V_{\text{п.ст}}} = \frac{(V_{\text{п.ст}})^2 - V(t)^2}{2a(t)}.$$

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

Предполагается, что интенсивный маневр подъема носового колеса будет начат после достижения скорости отрыва, а набор высоты будет выполнен в соответствии с нормами летной годности с допустимым углом наклона траектории, известным априори для каждого типа самолетов и метеоусловий в зоне аэродрома.

### 3. МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗЛЕТА ПРИ НАЛИЧИИ ПРЕПЯТСТВИЙ

Апробация методики прогнозирования параметров полета в некоторой критической точке пролета над препятствием была проведена на компьютерном стенде с полной моделью самолета ТУ-204-120С в варианте с двигателями RB.211-535. Вид пульта оператора стенда показан на рис. 2.

Пульт оператора позволял устанавливать массу и центровку самолета, климатические условия, высотность аэродрома и составлять сценарий взлета в соответствии с действующим руководством по летной эксплуатации.

Целью моделирования было получение множества расчетных точек принятия решения и сопоставление их с рекомендациями стандартных методик пилотирования.

Были выполнены серии взлетов самолета с разной массой — от минимальной до максимальной —

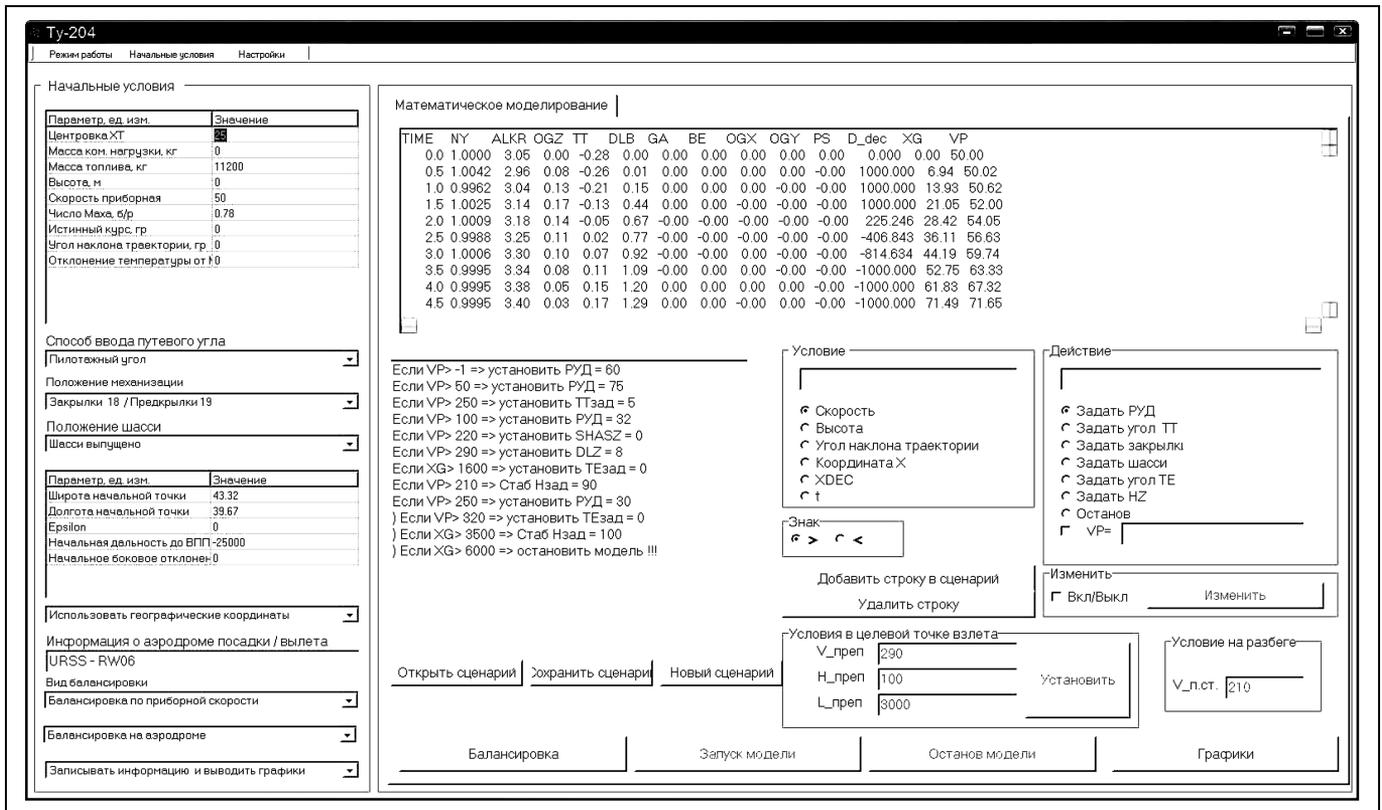


Рис. 2. Главное окно настроек пульта оператора

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.

На рис. 3 показаны зависимости координаты точки принятия решения ( $X_{ТПР}$ ) для самолетов с разной взлетной массой от дальности до препятствий высотой 50, 100 и 150 м соответственно. На расстоянии 800 м от точки старта имитировался отказ двигателя. Подчеркнем, что эти данные иллюстрируют не типовые условия на взлете, а относятся к аэродромам с близко расположенными препятствиями. В работе также получены результаты по скоростям и накопленной энергии в процессе разбега, на основании которых сделан вывод о принципиальной возможности прогнозирования решения о взлете.

В таблице приведены координаты точек принятия решения, рассчитанные по прогнозу  $X_{V_1}^{пр}$ , и координаты точек, в которых фактически достигается скорость принятия решения  $X_{V_1}^ф$  для самолета с взлетной массой 70, 90 и 105 т.

Сравнение координат показывает, что прогноз достижимости конечного состояния для пролета над препятствием осуществляется намного раньше, чем самолет приобретает скорость принятия решения, предписываемую руководствами по летной эксплуатации.

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

Масса, т	$V_1$ , км/ч	$X_{V_1}^ф$ , м	$X_{V_1}^{пр}$ , м	$V_{п.ст.}$ , км/ч	$X_{V_{п.ст.}}$ , м
70	204	515	153,3	210	547
90	220	764	508,0	228	825
105	238	1095	837	245	1203

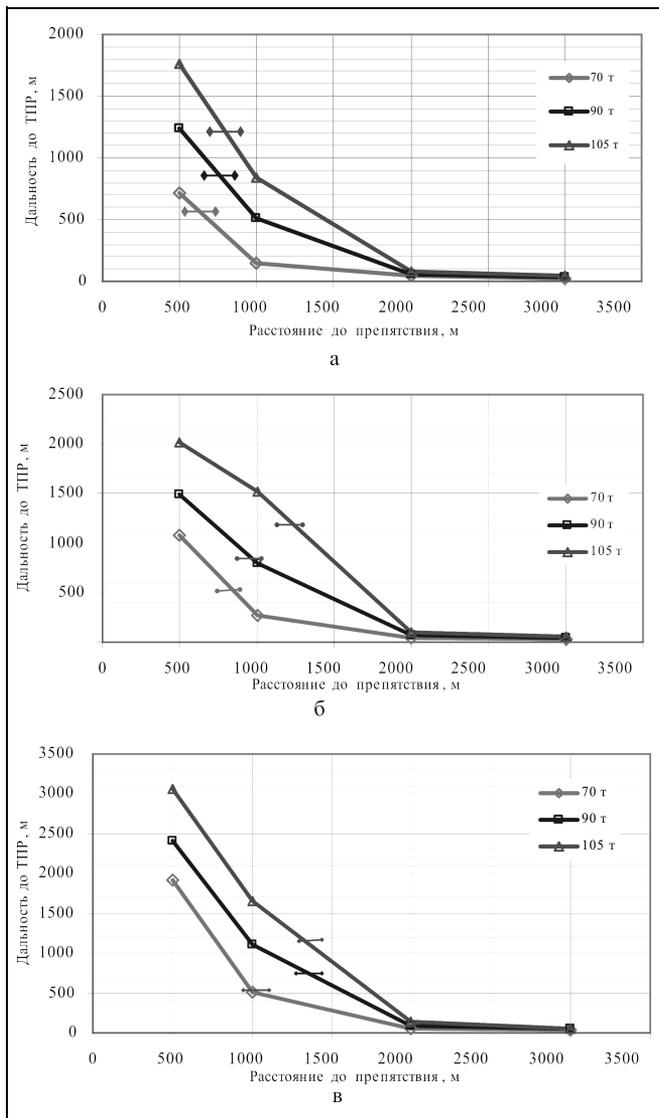


Рис. 3. Зависимости координаты точки принятия решения для самолетов с разной взлетной массой до препятствий с высотой 50 (а), 100 (б) и 150 (в)

включает еще наземный участок, в нашем случае 3250 м.

В процессе моделирования также вычислялись дальности до достижения скорости подъема носовой опоры  $D_{V_{п.ст}}$ . Для самолета ТУ-204 с закрылками во взлетном положении ( $18^\circ$ ) в трех исследуемых вариантах загрузки эти скорости равны 210, 228 и 245 км/ч соответственно. Найденные по результатам моделирования дальности  $D_{V_{п.ст}}$  нанесены на графики дальностей  $D_{ТПР}$  до точек принятия решений (см. рис. 3). Анализ графиков 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 служит 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 требуемого значения полной энергии. В таких ситуациях разбег должен быть продолжен до точки принятия решения.

В ряде экспериментов с имитацией отказа одного двигателя при одновременном подъеме носовой опоры или при перекладке средств механизации крыла возникали интервалы движения длительностью 5–7 с, в течение которых из-за снижения продольной перегрузки  $n_x$  прогноз выдавал запрет на взлет (рис. 4).

Такие события должны восприниматься как симптомы возникновения нештатных ситуаций и сигнализировать о необходимости экстренного принятия решения о продолжении или прерыва-

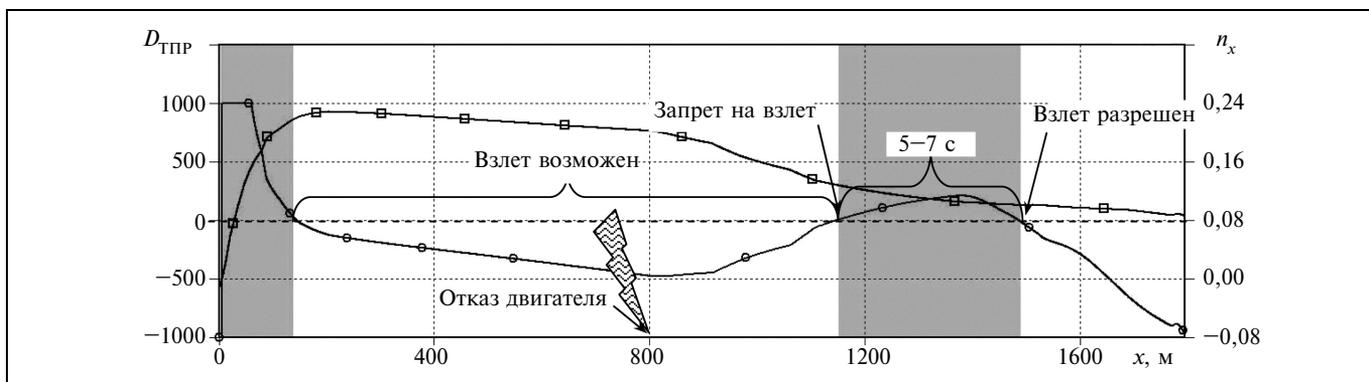


Рис. 4. Ситуация временного запрета взлета:  $\circ$  —  $D_{ТПР}$ ;  $\square$  —  $n_x$

нии взлета. Для безошибочного принятия решения необходим учет множества факторов, таких как продолжительность запрета, резерв дистанции торможения, состояние покрытия ВПП, эффективность средств торможения, ветер и др. Поведение самолета в подобных условиях — предмет специального исследования.

Исследованные режимы на взлете (в том числе, с максимальной взлетной массой 105 т, с препятствием высотой 150 м на расстоянии 500 м от конца ВПП) можно отнести к нештатным, и поэтому сделанные выводы не следует считать противоречащими руководствам по летной эксплуатации.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан и исследован метод прогнозирования положения самолета на взлетно-посадочной полосе и достижения им необходимых динамических состояний для начала подъема носовой стойки и для продолжения взлета при наличии высотных препятствий по курсу. Метод основан на оценке энергетического состояния самолета в характерных точках траектории. Результаты могут представлять интерес для эксплуатантов воздушных судов, поскольку, следуя данной методике, возможность взлета с гарантированным пролетом над препятствием обосновывается раньше, чем достигается скорость принятия решения, диктуемая руководством по летной эксплуатации. Информационное сообщение о резерве разбега, сформированное в поле зрения пилота, позволит ему соотнести текущую ситуацию с положением самолета на полосе, что улучшит ситуативную уверенность и снизит стрессовые нагрузки.

### ЛИТЕРАТУРА

1. *Глубокая М.Г.* Бортовая система поддержки принятия решений на этапе взлета пассажирского самолета // Техника воздушного флота. — 2008. — Т. LXXXII, № 1 (690). — С. 21–30.
2. *Никифоров С.П.* Бортовая система контроля разбега — эффективное средство повышения безопасности взлетов транспортных самолетов // Техника воздушного флота. — 2002. № 3–4. — С. 47–54.
3. *Шаров В.Д.* Методика оценки вероятности выкатывания воздушных судов за пределы ВПП при посадке // Научный вестник МГТУ гражданской авиации. — 2007. — № 122.
4. *Пат. 2373115 РФ.* Устройство для предотвращения выкатывания воздушных судов за пределы взлетно-посадочной полосы // В.В. Завершинский.
5. *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.
6. *Павлов Б.В., Шевченко А.М.* Средства информационной поддержки пилота на этапах взлета и посадки // Известия Южного федерального университета. Технические науки. — 2011. — № 3. — С. 206–214.
7. *Kurdjukov A.P., Nachinkina G.N., Shevchenko A.M.* Energy approach to flight control / AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control. AIAA Paper 98–4211. — Boston, 1998.
8. *Павлов Б.В., Шевченко А.М., Начинкина Г.Н.* Энергетический подход и его использование для проектирования систем управления полетом // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. — 2003. — Т. 8, вып. 2 (16). — С. 24–43.

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

**Шевченко Андрей Михайлович** — канд. техн. наук, ст. науч. сотрудник, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, ☎ (495) 334-90-39, ✉ anshev@ipu.ru,

**Солонников Юрий Иванович** — зав. сектором, Московский институт электромеханики и автоматики, ☎ (495) 223-27-08, ✉ yura2m@mail.ru,

**Начинкина Галина Николаевна** — науч. сотрудник, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, ☎ (495) 334-90-39, ✉ vicabo@ipu.ru.



*Поздравляем члена редколлегии журнала  
«Проблемы управления»,  
академика РАН,  
советника Российской академии наук*

*Станислава Васильевича Емельянова*

с присуждением ему Премии Правительства Российской Федерации 2012 г. в области образования и с присвоением звания «Лауреат премии Правительства Российской Федерации в области образования» и желаем ему новых творческих успехов!

*Редколлегия  
Редакция*