

Раздел IV. Беспилотные летательные аппараты

УДК 629.73.02; 681.5.01

Б.В. Павлов, А.М. Шевченко

СРЕДСТВА ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПИЛОТА НА ЭТАПАХ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ*

Человеческий фактор ответствен за большинство происшествий на этапах взлета и посадки. Для уменьшения психологической нагрузки и повышения ситуативной уверенности пилота в работе предлагаются алгоритмические и программные средства информационной поддержки. Методологической основой всех инноваций является энергетический подход к пространственному движению летательных аппаратов.

На основе этого подхода сгенерированы информационные послышки для отображения на приборной панели в кабине экипажа: 1) индекс управления тягой двигателя, функционально подобный различным символическим маркерам для ручного управления траекторией полета; 2) панель оповещения и предупреждения об атмосферных возмущениях; 3) индикатор резерва расстояния или времени для принятия решения относительно возможности продолжения взлета и последующего подъема на высоту, достаточную для пролета над впередилежащим препятствием; 4) оценка тормозного пути в случае экстренного торможения.

Информационная поддержка; взлет; посадка; приборная панель.

B.V. Pavlov, A.M. Shevchenko

MEANS FOR INFORMATIONAL SUPPORT OF THE PILOT AT TAKEOFF AND LANDING PHASES

The human factor is responsible for the most flight accidents at takeoff and landing phases. For decreasing the psychological load and improving the situational awareness of the pilot the algorithmic and program means of informational support of the crew are offered in the given work. Methodological base of all our innovations is the energy approach to space motion of flying objects.

On the basis of this approach some information messages are generated on the flight deck. Among them there are: i) Index of the engine thrust control functionally similar to various symbolic markers for hand flight path control; ii) the warning panel for notification of atmospheric disturbances; iii) the indicator of a distance or time reserve for decision-making concerning the opportunity of takeoff maneuver and subsequent raising a sufficient height above an obstacle ahead; iv) estimation of the brake distance in situation of necessity of emergency braking.

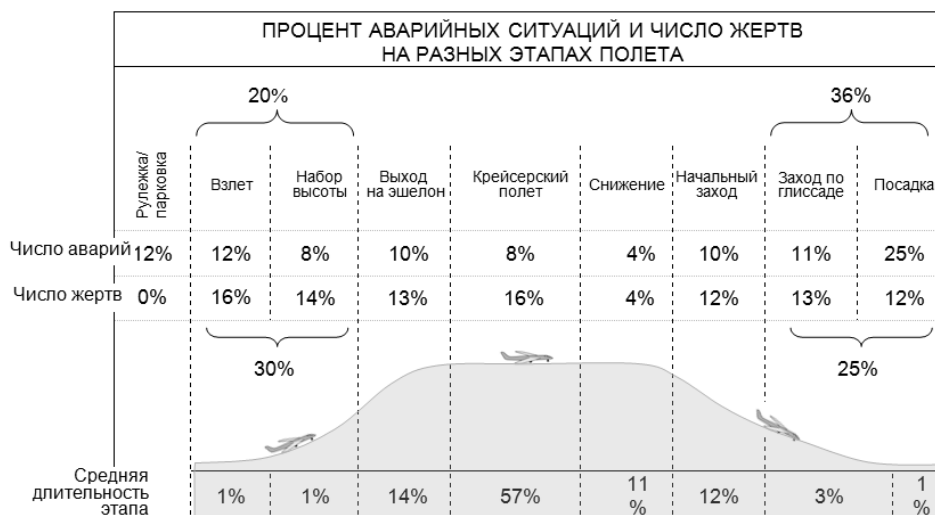
Informational support; takeoff; landing; flight deck

Введение. Выполнение полетного задания обычно включает несколько этапов, в том числе с обязательным участием пилота. Проведенные исследования аварийных ситуаций за рубежом указывают на то, что на этапах взлета и посадки происходит более половины общего числа аварий. В табл. 1. воспроизведены дан-

* Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 09-08-00313-а) и Программы фундаментальных исследований №15 ОЭММПУ РАН.

ные по распределению аварийности на разных этапах полета, взятые из сводного отчета компании Boeing по анализу причин и обстоятельств аварийных ситуаций в мире среди самолетов гражданской авиации за 1959–2007 гг. [1].

Таблица 1



Как следует из анализа данных, на этапах взлета и посадки происходит более половины всех катастроф, а только на наземных участках (разбега и торможения) – 37 % притом, что длительность этих участков составляет всего 2 % от средней длительности полета.

В том же источнике приведены данные по процентному распределению причин аварий (табл. 2). Эти данные указывают на то, что человеческий фактор является основным источником аварий на пассажирских самолетах. Хронологический анализ не выявил тенденции к снижению аварийности. Более того, анализ состояния отечественного парка самолетов показывает, что по мере совершенствования техники доля авиационных происшествий, связанных с недостатками систем самолетов и их характеристик, уменьшалась с 40 % до 15 %, а росла доля происшествий с 50 % до 80 %, обусловленных отклонениями в работе персонала, в основном экипажа.

Таблица 2

Причины катастроф	1950гг.	1960гг	1970гг	1980гг	1990гг	2000гг	Среднее
Человеческий фактор	Собственные ошибки пилота	40	32	24	25	27	29
	Ошибки, обусловленные погодой	11	18	14	17	21	16
	Ошибки, обусловленные отказами техники	7	5	4	2	4	5
Всего ошибок пилота	58	57	42	44	53	46	50
Другие ошибки человека	0	8	9	6	8	8	6
Погода	16	10	13	15	9	9	12
Отказы техники	21	20	23	21	21	28	22
Противодействие	5	5	11	13	10	9	9
Другие причины	0	2	2	1	0	1	1

Роль и ответственность пилота возрастают на критических этапах и при возникновении нештатных ситуаций. Вместе с тем, дефицит времени для принятия решений и необходимость оценивания нетипичной ситуации приводят к стрессовым состояниям пилота. Вполне очевидно, что любые средства формирования независимого, объективного образа полета будут способствовать адекватной реакции пилота на текущие события и тем самым повышать безопасность эксплуатации авиационной техники. Не претендуя на системный подход к организации кабинного интерфейса, в работе рассмотрены некоторые направления информационной поддержки и повышения ситуационной уверенности пилота.

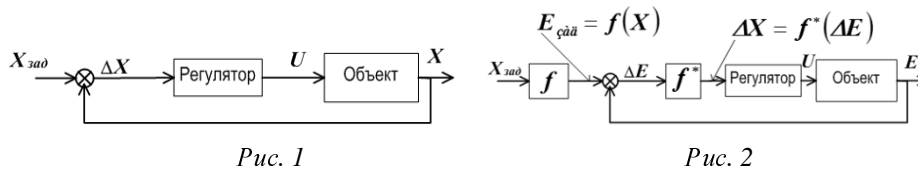
1. Методические основы. Методологической базой наших многих научных и прикладных результатов является энергетический подход к управлению движением летательного аппарата (ЛА) [3, 4].

Суть его заключается в следующем. Структура традиционных систем управления движением летательных аппаратов (ЛА) может быть представлена обобщенной эквивалентной схемой (рис. 1). Управление U формируется на базе отклонений ΔX некоторого подмножества вектора переменных состояния X . Функционал качества выбирается в классе

$$Q_x = Q_x(U, X, \Delta X).$$

Предложена концепция управления, в которой регулируемой величиной является полная энергия движения E (рис. 2). Функционал качества также задается в форме

$$Q_E = Q_E(U, E, \Delta E).$$



В основе подхода лежит уравнение баланса энергий. Это уравнение единообразно отражает количественные соотношения между источниками и потребителями энергии в системе «летательный аппарат – силовая установка – внешняя среда»:

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

Для каждого члена найдены аналитические выражения:

$$\Delta H_E = \int_{t_1}^{t_2} V_e \left(\theta + \frac{\dot{V}_e}{g} \right) dt, \quad \Delta H_E^{\Delta e} = \int_{t_1}^{t_2} V_e P_n \cos(\alpha_e + \varphi_{\Delta e}) dt,$$

$$\Delta H_E^D = \int_{t_1}^{t_2} V_e D_n dt, \quad \Delta H_E^w = \int_{t_1}^{t_2} V_e f_w dt.$$

Уравнение записано в отклонениях удельной энергии движения:

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

Единицей измерения удельной энергии метр, поэтому она называется также энергетической высотой.

Здесь ΔH_E – приращение полной энергетической высоты ЛА, $\Delta H_E^{\Delta e}$ – удельная работа двигателя, ΔH_E^D – затраты энергии на преодоление вредного лобо-

вого сопротивления, ΔH_E^w – работа ветра, θ – угол наклона траектории; V_a – воздушная скорость; P_n – тяга двигателя, нормированная весом самолета; α_w – угол атаки крыла; φ_{dw} – угол установки двигателя; $f_w \equiv \dot{W}_x/g - W_y/V_a$ – так называемый «фактор ветра», а W_x и W_y – горизонтальная и вертикальная составляющие ветра.

В результате решения уравнения баланса энергии совместно с уравнениями движения были получены алгоритмы управления по двум традиционным каналам – по каналу скорости и каналу высоты. Однако реакция на командные сигналы и парирование внешних возмущений были несравненно лучше, чем у штатных систем управления [5]. Ключевой особенностью энергетического подхода является то, что движение ЛА характеризуется обобщенной мерой – его полной механической энергией, а также ее составляющими – потенциальной и кинетической.

2. Генерация информационных посылок. Наряду с решением задачи синтеза систем управления энергетический подход оказался весьма плодотворным для вычисления текущих и прогнозных оценок полетной ситуации и генерации сообщений пилоту, повышающих ситуативную уверенность [6].

2.1. Формирование директорного индекса управления двигателем. Одним из маловероятных, но очень грозных атмосферных явлений считается так называемый «сдвиг ветра». Он опасен тем, что структура течения воздушных масс в зоне сдвига ветра весьма неоднородна, и поэтому реакция самолета трудно предсказуема и никогда не бывает известна. Эти обстоятельства затрудняют выработку рекомендаций по пилотированию и исключают приобретение практического опыта пилотирования в процессе подготовки пилотов. Ввиду неподготовленности пилотов к встрече со сдвигом ветра имел место ряд тяжелых катастроф, детально описанных в публикациях [7, 8]. В них отмечается, что предпосылками к падению самолета были ошибочные действия пилотов, действовавших в соответствии с инструкцией и со своим интуитивным восприятием ситуации.

В поле зрения пилота как в автоматическом, так и в ручном режимах, выводится образная информация только о пространственном положении самолета в виде «тангажной лесенки», «дороги в небе» и т.п., а также количественная информация о скорости полета. Атмосферные возмущения влияют не только на скорость, но и, как следует из уравнения баланса энергии, на полную энергию. Результаты зарубежных исследований показали, что классность пилотов напрямую зависит от наличия у пилотов «чувства полной энергии». А при недостаточно развитом чувстве полной энергии интерпретировать такую приборную информацию как меру его энергетического состояния самолета весьма затруднительно.

Основываясь на энергетическом описании полета в возмущенной атмосфере, нами было предложено выводить на дисплей пилотажного индикатора индекс отклонения уровня полной энергии от требуемого ΔH_E (рис. 3).

Этот индекс должен восприниматься как командный сигнал для управления тягой двигателя с целью обнуления ошибки полной энергии. Функционально «энергетический индекс» подобен тому, как используются различные формы директорных индексов для помощи пилоту при ручном управлении траекторией. Наличие такой подсказки поможет приобрести «чувство полной энергии» пилоту самолета, облегчит ручное управление или будет служить индикатором обобщенной ошибки при автоматическом управлении.

2.2. Индикация уровня внешних и параметрических возмущений. Уравнение баланса энергии открывает возможность ввести еще одно средство для информирования пилота о текущей ситуации.

Как следует из уравнения баланса энергий, третий член ΔH_E^w описывает атмосферные возмущения, причем в тех же единицах энергетической высоты. Поэтому представляется логичным использовать комбинацию ветровых компонент в форме фактора ветра f_w для оценки уровня их влияния на энергетическое состояние самолета и индикацию степени опасности в поле зрения пилота. С точки зрения причинно-следственных связей, оценка источника возмущений помогает упредить развитие возмущенного движения. Применительно к процессу пилотирования самолета, величина и знак фактора ветра указывает на тенденцию к возникновению ошибок отслеживания опорной траектории, в частности глиссады.

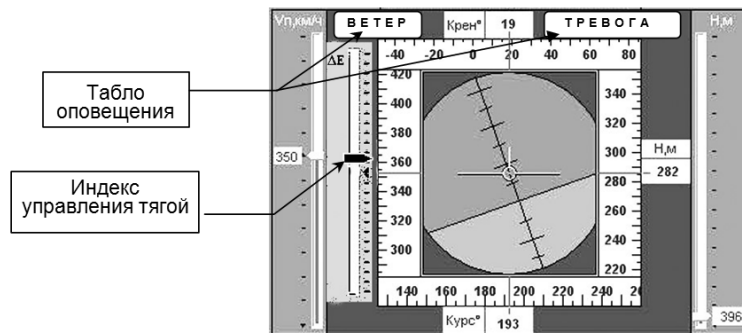


Рис. 3

Путем имитационного моделирования были установлены допустимые уровни действующего фактора ветра на глиссадном участке этапа захода на посадку. Предельные значения составляют от 0,076 для самолета бизнес-класса до 0,34 для пассажирского лайнера. В пределах допустимых значений на экране пилотажного прибора высвечивается предупреждение «Ветер» (рис. 3). Полное знание этих ветровых компонент возможно лишь при наличии на борту метеорЛС или доплеровского измерителя скорости сноса или спутниковой системы навигации. При недоступности точных измерений фактора ветра критерием опасности могут служить другие комбинации:

$$|W_x| + |W_y| \geq \varepsilon_1, \quad \sqrt{(W_x^2 + W_y^2)} \geq \varepsilon_2.$$

Энергетическая высота подвержена возмущениям самой различной природы таким, как ветер, падение тяги, выпуск средств механизации крыла, сброс грузов и т.п. Именно по этой причине энергетическая высота может выступать в роли интегральной обобщенной характеристики возмущенного движения ЛА. Наиболее очевидным критерием нарушения предписанного режима движения может служить превышение ошибкой $|\Delta H_E(t)|$ некоторого предела

$$|\Delta H_E(t)| \geq \Delta(H_E)_{\text{lim}}.$$

Это событие сигнализирует о том, что энергетические возможности двигателя самолета не обеспечивают парирования возмущений. Поэтому для оповещения экипажа о нарастании возмущений или чрезмерного отклонения энергетического состояния самолета от номинального по любой причине предложено ввести индикацию сигнала второго уровня – «Тревога» (рис. 3). Этот сигнал может быть реализован в форме мерцающей надписи, в форме звукового сигнала или речевого предупреждения об опасности.

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

На этапе разбега при пониженной тяговооруженности по причине отказа двигателей или в условиях высокогорья, или при повышенной температуре воздуха, или при предельных полезных нагрузках также 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. Схематично траектории и ограничения на взлете показаны на рис. 4.

Для устойчивого полета самолет должен иметь скорость не ниже некоторой V_{level} , известной для каждого самолета. Таким образом, полная энергия движения в момент преодоления препятствия должна содержать необходимый минимум кинетической составляющей и запас потенциальной, который и определяет достижимую высоту h пролета над препятствием:

$$E_h = m \frac{V_{level}^2}{2} + mgh. \quad (1)$$

Величина полной накопленной энергии в конце какого-либо маневра складывается из текущей кинетической и работе всех внешних сил на траектории маневра. Траектория подлета к препятствию включает наземный и воздушный участки. Считая малыми углы набора высоты, будем отождествлять пространственную траекторию и её проекцию длиной S . Тогда спрогнозированная накопленная энергия на пути подлета к препятствию будет выражаться формулой

$$E(t)_{forecast} = m \frac{V(t)^2}{2} + S \sum_i F(t)_i. \quad (2)$$

Моделирование или прямое измерение всех действующих сил является нетривиальной задачей. Суммарная реакция внешних сил проявляется в возникновении ускорения, которое может быть измерено и тогда может быть вычислена сумма действующих сил:

$$\sum_i F(t)_i = ma(t). \quad (3)$$

Приравнявая выражения для необходимой (1) и прогнозной (2) энергий с учетом эквивалентной замены (3), было найдено расстояние до конца ВПП ($X_{decision}$), после которого прогнозная величина энергии будет достаточной для пролета над препятствием с требуемой скоростью. Это расстояние определяет координату точки принятия решения о безопасном взлете:

$$x_{decision} \geq \frac{g}{a(t)} h + \frac{(V_{level})^2 - V(t)^2}{2a(t)} - l.$$

Траектория разбега должна удовлетворять требованиям по длине ВПП и по максимальному углу набора высоты. Эти требования специфичны для каждого самолета и каждого аэропорта. Совместно они определяют предельное расстояние от конца ВПП (X_{lim}), до которого возможно принятие решения на взлет. Наиболее полезной была бы индикация запаса длины разбега от точки принятия решения до критической отметки X_{lim} :

$$X_{reserv} = X_{decision} - X_{lim}$$

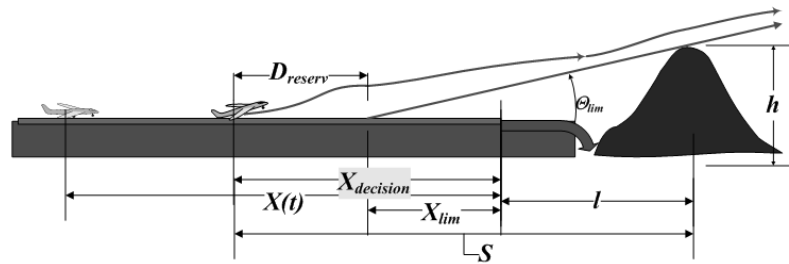


Рис. 4

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

2.4. Индикатор безопасного торможения. В пределах наземного участка траектории, т.е. на этапах пробежки после приземления или разбега перед взлетом могут возникать ситуации, требующие введения режима экстренного торможения.

Причинами для экстренного торможения могут быть:

- ◆ ошибки пилотирования вследствие плохих метеоусловий, (ветер, низкая облачность, плохая видимость);
- ◆ состояние покрытия ВПП (наличие воды, снега, льда, песка и др.);
- ◆ внезапное загромождение ВПП посторонними объектами или ее повреждение;
- ◆ отказы оборудования, организованные угрозы, нештатные или вынужденные маневры и многие другие.

В таких ситуациях существует опасность выката за пределы ВПП. В условиях дефицита времени требуется оценить возможность экстренного торможения или необходимости ухода на второй круг.

Длина тормозного пути зависит от массы самолета, его скорости, используемых средств торможения и состояния покрытия ВПП.

В случаях вынужденного аварийного торможения предполагается использование всех доступных средств, таких как тормозная система шасси, воздушный тормоз, интерцепторы, реверс тяги двигателя и др. Смоделировать движение самолета на режиме пробежки с учетом перечисленных и множества других факторов весьма проблематично, а результаты могут сильно отличаться от реального процесса. В наших работах предложен метод прогнозирования тормозного пути самолета, исходя из оценки его энергетического состояния.

Предельная точка принятия решения о возможности экстренного торможения определяется расстоянием от конца ВПП, равном тормозному пути.

Длину тормозного пути определим как расстояние, на котором скорость качения будет погашена от текущей до некоторой малой величины ϵ .

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

$$E(t_0) = m \frac{V(t_0)^2}{2} + mgh(t_0).$$

Прогнозное значение энергии изменяется под действием внешних сил:

$$E(t)_{forecast} = m \frac{V(t)^2}{2} + mgh(t) + S_{forecast} \sum_i F_i(t).$$

В число значимых сил F_i входят тяга двигателя P (в том числе реверсивная), аэродинамические силы D , соответствующие текущей конфигурации, и силы торможения F_{br} . Последние зависят от коэффициента сцепления колес с покрытием, выпуска тормозных щитков и парашютов, а также от энергоемкости тормозной системы. Процесс посадки схематично показан на рис. 5.

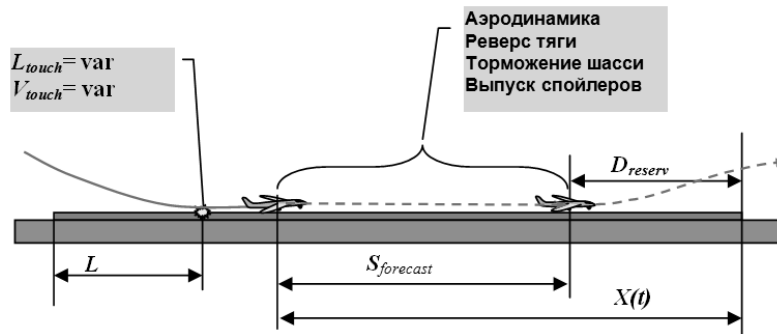


Рис. 5

Как и ранее, реакцию внешних сил будем вычислять по измеренному ускорению. С учетом критерия останова $V_{forecast} \leq \varepsilon$, прогнозная длина тормозного пути равна:

$$S(t)_{forecast} = \frac{1}{a(t)} \left(\frac{\varepsilon^2 - V(t)^2}{2} - gh(t) \right).$$

Имея оценку предельной дальности останова самолета, в поле зрения пилота может быть сгенерировано сообщение о резерве времени или длины пути безопасного торможения

$$D_{reserv} = X(t) - S_{forecast}.$$

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

Заключение. Нештатные ситуации на этапах взлета и посадки самолета вызывают стрессовые нагрузки пилота. При недостатке времени и неполноте информации относительно полетной ситуации возможны ошибочные действия пилота. Поэтому актуально направление разработок алгоритмов генерации аудиовизуальных подсказок в кабине экипажа для принятия решения. Такие подсказки уменьшают психологическую нагрузку и улучшают ситуационную уверенность пилота.

В наших предыдущих работах был развит энергетический подход к управлению движением в пространстве. В данной работе этот подход использовался для вычисления некоторых интегральных или обобщенных оценок текущей ситуации. В частности предложено формировать командный индекс для управления тягой двигателя при действии ветровых возмущений. Для оценки степени опасности таких возмущений предложено вычислять их энергетическую оценку и формировать сигнал уведомления на дисплее пилота. Движение самолета на взлете и посадке также рассматривалось с энергетической точки зрения. Были найдены необходимые условия для продолжения взлета и последующего набора высоты для пролета препятствий по направлению полета. В ситуациях, требующих экстренного торможения, были получены оценки безопасного тормозного пути.

Все наши исследования носят концептуальный характер и будут продолжены в модельных экспериментах на пилотажных тренажерах.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, 1959. – 2008, Boeing.
2. Кофман В.Д., Полтавец В.А., Теймуразов Р.А. Сравнительный анализ безопасности полетов отечественных и зарубежных самолетов // Транспортная безопасность и технологии. – 2005. – № 4.
3. Борисов В.Г., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М. Энергетический подход к управлению полетом // Автоматика и телемеханика. – 1999. – № 6. – С. 59-70.
4. Kurdjukov A.P., Nachinkina G.N., Shevtchenko A.M. Energy approach to flight control / AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control. AIAA. – Boston, 1998. –P. 98-4211.
5. 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. – Вып. 2 (16). – Т. 8. – С. 24-43.
6. Борисов В.Г., Павлов Б.В., Шевченко А.М. Средства информационной поддержки пилота в нештатных ситуациях // Материалы 7-й научно-технической конференции «Мехатроника, автоматизация, управление». – СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2010. – С. 74-77.
7. Psiaki M.L., Stengel R.F. Optimal Aircraft Performance During Microburst Encounter // J. Guidance, Control and Dynamics. – 1991. – Vol. 14, № 2. – P. 440-446.
8. Bach R. E., Wingrove R.C. The Analysis of Airline Flight Records for Winds and Application to the Delta 191 Accident // AIAA. – P. 86-2227.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. В.Х. Пшихопов.

Павлов Борис Викторович

Учреждение Российской академии наук Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН.

E-mail: pavlov@ipu.ru.

117997, г. Москва, ул. Профсоюзная, 65.

Тел.: 84953349351.

Лаборатория динамических информационно-управляющих систем; д.т.н.; главный научный сотрудник.

Шевченко Андрей Михайлович

E-mail: anshev@ipu.ru.

Тел.: 84953349039.

Лаборатория динамических информационно-управляющих систем; к.т.н.; старший научный сотрудник.

Pavlov Boris Viktorovich

Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences.

E-mail: pavlov@ipu.ru.

65, Profsoyuznaya Street, Moscow, 117997, Russia.

Phone: +74953349351.

Laboratory of Dynamic Information\Control Systems; Dr. of Eng. Sc.; Chief Researcher.

Shevchenko Andrei Mihailovich

E-mail: anshev@ipu.ru.

Phone: +74953349039.

Laboratory of Dynamic Information\Control Systems; Cand. of Eng. Sc.; Senior Scientist.