

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

**2.9.1 – Транспортные и транспортно-технологические системы страны,
ее регионов и городов, организация производства на транспорте;
2.9.6. – Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники**

УДК 629.7.067

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-6-8-22

**Алгоритмическое обеспечение адаптивной системы
предотвращения столкновения с рельефом (АСПСР)**

А.Н. Акимов¹, В.А. Волошин¹, А.А. Супрыга¹

¹*Объединенная авиастроительная корпорация, г. Москва, Россия*

Аннотация: В работе рассматриваются алгоритмы ограничений траекторных параметров движения самолетов. Рассматриваются три группы алгоритмов. Они различаются по объему бортовых баз данных о земной поверхности, о режимах применения самолетов. Первая группа (полный режим АСПСР) использует максимальную цифровую картографическую информацию (ЦКИ) о рельефе. В алгоритмах АСПСР рельеф аппроксимируется в виде плоскостей в пространстве в некоторой прогнозируемой, упрежденной области в направлении полета. Увод от препятствия осуществляется в пространстве в заданном направлении. Формируется уравнение близлежащей плоскости, вычисляется расстояние, темп приближения и время достижения плоскости. Вычисляется располагаемое ускорение сброса темпа приближения к плоскости ограничения при заданных управлениях на ограничение. Вычисляется потребное время для сброса темпа приближения к препятствию до нуля. Приравняв выражения для времен достижения и потребного, осуществляется переход к расстоянию до плоскости ограничения, на котором необходимо реализовать управления, выделенные на ограничение. Вторая группа (основной режим АСПСР) использует ЦКИ о рельефе в направлении линии пути в упрежденной области. Рельеф аппроксимируется линией в плоскости. В качестве управления используется заданная нормальная перегрузка. Увод от препятствия осуществляется в вертикальной или наклонной плоскостях. Далее используются те же процедуры, что и в первой группе. Третья группа (минимальный режим АСПСР) не использует ЦКИ. В качестве информационных систем о рельефе используются радио- и барометрические высотомеры. Данный режим АСПСР используется только для полетов в равнинной местности. В алгоритме используются те же процедуры, что в первой и второй группах. Приведен аналитический анализ, подтверждающий адаптивные свойства алгоритмического обеспечения, базирующийся на фундаментальном законе равнопеременного движения. Эффективность рассмотренных алгоритмов подтверждена обширным объемом моделирования. Представленные алгоритмы могут быть базовой основой для создания российских аналогов TAWS.

Ключевые слова: динамика полета, алгоритмы, адаптивность, системы ограничений, закон равнозамедленного движения.

Для цитирования: Акимов А.Н., Волошин В.А., Супрыга А.А. Алгоритмическое обеспечение адаптивной системы предотвращения столкновения с рельефом (АСПСР) // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 6. С. 8–22. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-6-8-22

**Algorithmic support of the adaptive system of controlled flight into
terrain avoidance (CFITA)**

A.N. Akimov¹, V.A. Voloshin¹, A.A. Supryaga¹

¹*United Aircraft Building Company, Moscow, Russia*

Abstract: The article considers the restrictions algorithms for the trajectory parameters of aircraft motion. Three groups of algorithms are under consideration. They are distinguished by the volume of airborne database about terrain, modes of aircraft

operation. The first group (the full SFITA mode) uses the maximum digital cartographic information (DCI) about the terrain. In the SFITA algorithms, the terrain is approximated in the form of planes in space in some predictable, pre-emptive area in the flight path direction. Terrain following is carried out in space in the assigned direction. The equation of the adjacent plane is solved. The distance, the approach speed, and the time to reach the plane are enumerated. The net acceleration to reduce the approach speed to the plane of restriction is calculated under the specified constraint controls. The required time is calculated to reduce the approach speed towards the obstacle to zero. Having equated the expressions for the time of reaching and the required time, transition towards the distance to the plane of restriction, on which it is imperative to utilize constraint controls. The second group (the major SFITA mode) uses the DCI about the terrain in the direction of track in a pre-emptive area. The terrain is approximated by a line in the plane. The specified normal overload is used as a means of control. Terrain following is conducted in the vertical or slant planes. Subsequently, the same procedures are used as in the first group. The third group (the minimum SFITA mode) does not use DCI. The radio and barometric pressure altimeters are used as information systems about the terrain. The given SFITA mode is selected only for flights in a flat terrain. The algorithm includes the similar procedures as in the first and in the second groups. The analytical analysis, confirming the adaptive properties of algorithmic support based on the fundamental law of uniformly retarded motion, is given. The considered algorithms efficiency is confirmed by a comprehensive amount of simulation. The presented algorithms can become the foundation for developing Russian TAWS analogues.

Key words: flight dynamics, algorithms, adaptivity, systems of constraints, law of uniformly retarded motion.

For citation: Akimov, A.N., Voloshin, V.C. & Supryaga, A.A. (2022). Algorithmic support of the adaptive system of controlled flight into terrain avoidance (CFITA). Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 6, pp. 8–22. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-6-8-22

Введение

Для предупреждения столкновения с рельефом местности на самолетах гражданской авиации устанавливаются специальные системы раннего предупреждения близости земли типа TAWS (Terrain Awareness and Warning System). В военной авиации используется режим «Увод с опасной высоты» системы автоматического управления (САУ), а также системы предотвращения столкновения с рельефом. Однако первые являются пассивными устройствами, обеспечивающими лишь информирование экипажа о недопустимом приближении к земле, а вторые реализуют эвристические логики и алгоритмы, недостаточно учитывающие динамику приближения ЛА к ограничениям, конфигурацию самих ограничений, неприспособленность к выдерживанию ограничений 3-D, отсутствие адаптивных свойств (показано ниже).

Весьма сложный вид ограничения приобретают при пилотировании на малых высотах или в гористой местности, когда отдельные высоты подстилающего рельефа местности превышают (или близки по высоте) геометрическую высоту полета. При этом подлет к ним возможен с разных направлений, что фактически изменяет углы уклона препятствий. Пилотирование в этих условиях долж-

но гарантировать реализацию такой траектории полета, которая нигде не пересекается с рельефом местности. В то же время система не должна допускать преждевременное срабатывание, увеличивая высоту полета. Во многих случаях это неприемлемо, особенно в военной авиации. При этом располагаемые ресурсы систем управления должны быть гарантированно достаточны для предотвращения столкновения с препятствием, реализуя заранее выделенные управления на решение задачи.

Наиболее значительный вклад в разработку теоретических основ систем ограничения внесли доктора технических наук, профессора В.Н. Буков, А.Н. Акимов, В.В. Воробьев в своих диссертационных работах и их научные школы [1–17]. Предпосылкой для развития рассматриваемого подхода послужили фрагменты метода прямой оптимизации [3], получившие впоследствии фундаментальную проработку в докторской диссертации В.В. Воробьева. В то же время опубликованные работы имели недостаточную инженерную направленность, что послужило препятствием для их практического внедрения в комплексы бортового оборудования.

В данной работе сделан уклон в сторону практической направленности здесь и ранее полученных результатов.

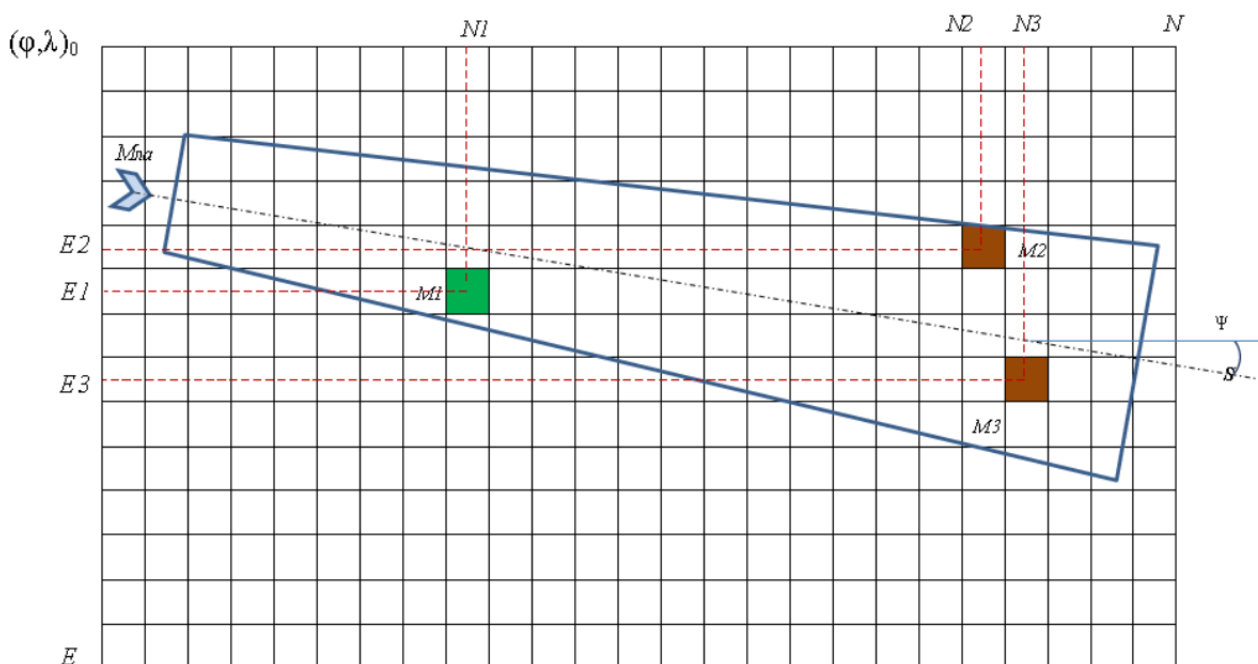


Рис. 1. Система координат АСПСР для полного режима
Fig. 1. SFITA coordinate system for the full mode

Системы координат и плоскость ограничения

Предполагается, что АСПСР имеет базу данных рельефа аналогично TAWS, но назначение системы не только предупреждение экипажа, но и автоматическое предотвращение столкновения с рельефом.

Решение задачи предотвращения столкновения осуществляется в системе координат ENH¹ [18].

Из текущего фрагмента $(\varphi, \lambda)_0$ базы данных в упрежденной зоне выдаются линейные координаты ЛА $M_{ЛА}$ и характерных точек препятствия $M_1(E_1; N_1; H_1)$, $M_2(E_2; N_2; H_2)$,

$M_3(E_3; N_3; H_3)$, схематически представленные на рис. 1.

Принимается, что точка M_1 соответствует минимальной высоте препятствия в упрежденной зоне. Точки M_2 и M_3 соответствуют максимальным высотам препятствия слева и справа относительно линии пути в упрежденной зоне. Данные точки находятся последовательным перебором точек от ближней границы упрежденной зоны к дальней, отдельно для левой и правой ее частей относительно линии пути.

Формируется уравнение плоскости, проходящей через три выбранные точки [19].

Запишем уравнение плоскости в форме определителя 3-го порядка. Оно будет иметь вид

$$\begin{vmatrix} E - E_1 & N - N_1 & H - H_1 \\ E_2 - E_1 & N_2 - N_1 & H_2 - H_1 \\ E_3 - E_1 & N_3 - N_1 & H_3 - H_1 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} a_1 & b_1 & c_1 \\ a_2 & b_2 & c_2 \\ a_3 & b_3 & c_3 \end{vmatrix} = 0. \quad (1)$$

¹ ГОСТ 32453-2017. Методы преобразования координат определяемых точек. М.: Стандартинформ, 2017. 19 с.

Раскрыв последовательно данный определитель по элементам первой строки и соответствующие определители 2-го порядка, получим общее уравнение плоскости ограничения K

$$\begin{vmatrix} a_1 & b_1 & c_1 \\ a_2 & b_2 & c_2 \\ a_3 & b_3 & c_3 \end{vmatrix} = a_1 \begin{vmatrix} b_2 & c_2 \\ b_3 & c_3 \end{vmatrix} - b_1 \begin{vmatrix} a_2 & c_2 \\ a_3 & c_3 \end{vmatrix} + c_1 \begin{vmatrix} a_2 & b_2 \\ a_3 & b_3 \end{vmatrix} = 0;$$

$$a_1(b_2c_3 - b_3c_2) - b_1(a_2c_3 - a_3c_2) + c_1(a_2b_3 - a_3b_2) = a_1e - b_1n + c_1h = 0;$$

$$AE + BN + CH + D = 0,$$

где a_1, b_1, c_1 – обозначения в (1), получим

$$A = e, \quad B = -n, \quad C = h, \quad D = -E_1e + N_1n - H_1h.$$

Уравнение границы запишем в общем виде

$$ax + D = 0, \quad (3)$$

где здесь и далее $a = [A \ B \ C]$, $x^T = [E \ N \ H]$.

Выражения (1)–(3) являются базовыми для рассматриваемых ниже алгоритмов. Такой подход к описанию рельефа достаточно прост и в то же время экономичен по потребным ресурсам памяти бортовых баз данных. Но самое главное заключается в том, что он позволяет методически строго, на основе методов аналитической геометрии подходить к решению задачи предотвращения столкновения с рельефом.

Формирование алгоритма полного режима АСПСР

Составным элементом алгоритма работы АСПСР является выражение для вычисления расстояния $d(t)$ между текущей точкой положения ЛА $M_{ЛА}(E(t), N(t), H(t))$ в выбранной системе координат (СК) и плоскостью ограничения K [18]

$$d(t) = \frac{|AE(t) + BN(t) + CH(t) + D|}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}} \quad (4)$$

или в общем виде

$$d = \bar{a}x + \bar{d}. \quad (5)$$

Выражение для его производной имеет вид (здесь и ниже опущены аргумент t и знак модуля)

$$\dot{d} = \frac{A\dot{E} + B\dot{N} + C\dot{H}}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}} = \frac{AV_E + BV_N + CV_H}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}}, \quad (6)$$

в общем виде

$$\dot{d} = \bar{a}\dot{x}. \quad (7)$$

Здесь проекции вектора скорости вычисляются в бесплатформенной инерциальной навигационной системе (БИНС). При моделировании темп изменения расстояния $\dot{d}$ может быть получен из (6) численным дифференцированием методом левосторонней разности [19] либо с использованием выражения (16) при совпадающей ориентации осей ENH с осями нормальной земной системы координат.

Зная значения расстояния и его производной и учитывая, что на плоскости ограничения темп приближения к ней должен быть полностью погашен АСПСР, то есть $\dot{d} = 0$, находим время ее достижения при срабатывании АСПСР.

Задавшись условием, что

$$\dot{d}|_{d=0} = 0, \quad (8)$$

и сделав допущение о линейности сброса скорости от текущего значения $\dot{d}$ до нуля, обеспечив $\ddot{d} = const$:

$$t_d = \frac{0 - d(t)}{\dot{d}_{cp}} = -\frac{d(t)}{\dot{d}_{cp}}, \text{ где } \dot{d}_{cp} = \frac{\dot{d} + 0}{2} = \frac{\dot{d}}{2}, \quad (9)$$

окончательное выражение для времени достижения препятствия имеет вид

$$t_d(t) = -\frac{2d(t)}{\dot{d}}. \quad (10)$$

По аналогии с выражением (10) в пространстве производных более высокого порядка потребное время t_n для сброса темпа приближения к ограничению при выделенном управлении определяется выражением

$$t_n = \frac{0 - \dot{d}}{\ddot{d}_p} = -\frac{\dot{d}}{\ddot{d}_p}. \quad (11)$$

Здесь $\ddot{d}_p$ – располагаемое ускорение сброса темпа приближения к плоскости ограничения под действием управления ограничения. В выражениях (10), (11)

$$d \geq 0, \quad \dot{d} \leq 0, \quad \ddot{d}_p \geq 0.$$

Выражения (10) и (11) являются основополагающими для рассматриваемых в статье алгоритмов.

Выражение для располагаемого ускорения имеет вид

$$\ddot{d}_p = \frac{A\dot{V}_{Ep} + B\dot{V}_{Np} + C\dot{V}_{Hp}}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}} \quad (12)$$

или в общем виде

$$\ddot{d}_p = \bar{a} \cdot \ddot{x}_p.$$

Приравняв уравнения (10) и (11) и разрешив их относительно дальности d , которую обозначим как $d_{огр}$, получим зависимость для определения расстояния до поверхности ограничения $d_{огр}$, при достижении которого необходимо включать управление ограничения. Пропедев соответствующие преобразования, имеем

$$d_{огр} = \frac{\dot{d}^2}{2\ddot{d}_p} \text{ при } t_d(t) = t_n. \quad (13)$$

В итоге для АСПСР имеем следующий алгоритм ее срабатывания:

$$u = \begin{cases} u(t), & \text{если } d > d_{огр}; \\ u_p + \Delta u(t), & \text{если } d \leq d_{огр}. \end{cases} \quad (14)$$

В (14) u_p имеет смысл предварительно выбранного управляющего воздействия, доверенного АСПСР, а $\Delta u(t)$ обеспечивает текущую подстройку алгоритма для выполнения условия

$$\ddot{d}_p = \frac{A\dot{V}_{Ep} + B\dot{V}_{Np} + C\dot{V}_{Hp}}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}} = const. \quad (15)$$

Это условие является принципиальным, поскольку сводит решение задачи к использованию фундаментального закона равнопеременного (равнозамедленного) движения. По мнению авторов [5], это первое решение задачи выдерживания ограничений в динамических системах, свободное от недостатков эвристических подходов и сложных настроек коэффициентов функции штрафа функционала и длительности прогноза [1, 2].

Вычисление располагаемого ускорения увода от препятствия

Для вычисления $\ddot{d}_p$ осуществляется условный переход от ENH к нормальной зем-

ной СК, кинематические уравнения движения имеют вид

$$\begin{aligned}\dot{X}_g &= V_\kappa \cos \theta \cos \Psi; \\ \dot{H}_g &= V_\kappa \sin \theta; \\ \dot{Z}_g &= -V_\kappa \cos \theta \sin \Psi\end{aligned}\quad (16)$$

в общем виде

$$\dot{x} = f(w), \text{ где } w^T = [V_\kappa \quad \theta \quad \Psi].$$

Здесь и ниже все обозначения стандартные и соответствуют ГОСТу². Направления осей соответствуют системе координат (СК) ЕНН: ось X_g направлена на восток, ось Z_g направлена на север, ось H в геодезический зенит (по вектору силы притяжения).

Уравнения динамики движения имеют вид

$$\ddot{x}_p(t) = \begin{bmatrix} \ddot{X}_{gp} = -V_\kappa \sin \theta \cos \Psi \cdot \dot{\theta}_p - V_\kappa \cos \theta \sin \Psi \cdot \dot{\Psi}_p \\ \ddot{Z}_{gp} = V_\kappa \sin \theta \sin \Psi \cdot \dot{\theta}_p - V_\kappa \cos \theta \cos \Psi \cdot \dot{\Psi}_p \\ \ddot{H}_{gp} = V_\kappa \cos \theta \cdot \dot{\theta}_p \end{bmatrix}. \quad (18)$$

Заменяя в (15) обозначения проекций ускорения на используемые в (18), получим

$$\ddot{d}_p = \frac{A\ddot{X}_{gp} + B\ddot{Z}_{gp} + C\ddot{H}_{gp}}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}}, u = u_{огр}, \quad (19)$$

где $u_{огр} \in (n_{xa}, n_{ya}, \gamma_a)_{огр}$.

$$A_{cg}^n = \begin{pmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \sin \vartheta & -\cos \vartheta \sin \psi \\ -\cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi & \cos \gamma \cos \vartheta & \cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi \\ \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi & -\sin \gamma \cos \vartheta & -\sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi \end{pmatrix}. \quad (20)$$

Принимается, что для рассматриваемой задачи угол рысканья ψ – это курс ЛА.

Вектор ускорения в нормальной СК соот-

$$\dot{V}_\kappa = g(n_{xa} - \sin \theta);$$

$$\dot{\theta} = \frac{g}{V_\kappa} (n_{ya} \cos \gamma_a - n_{za} \sin \gamma_a - \cos \theta); \quad (17)$$

$$\dot{\Psi} = -\frac{g}{V_\kappa \cos \theta} (n_{ya} \sin \gamma_a + n_{za} \cos \gamma_a).$$

В общем виде $\dot{w} = \xi(w, u)$, где $u^T = [n_{xa} \quad n_{ya} \quad \gamma_a]_p$.

Здесь Ψ – путевой угол между проекцией вектора скорости на горизонтальную плоскость и осью Z_g , за него для данной задачи принимается курс ЛА.

Для получения выражений для ускорений по осям нормальной системы координат необходимо продифференцировать (16) по времени и подставить в полученные выражения (17). Вводится допущение, что при срабатывании обеспечивается постоянство скорости. Индекс «р» обозначает, что в данных выражениях присутствуют располагаемые управления

При бортовой реализации для вычисления компенсационного управления необходим пересчет измеряемых в БИНС текущих ускорений в связанной СК в нормальную и сравнение их с располагаемыми. Матрица перехода имеет вид

ветствует выражению

$$f(\cdot) = \begin{bmatrix} \ddot{X}_g \\ \ddot{Z}_g \\ \ddot{H}_g \end{bmatrix} = A_{cg}^n \begin{bmatrix} a_x \\ a_z \\ a_y \end{bmatrix}, \quad (21)$$

² ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. М.: Государственный комитет СССР по стандартам, 1981. 51 с.

где $a_{x,z,y}$ – соответствующие проекции ускорения на оси связанной СК, поступающие из БИНС.

При моделировании для вычисления компенсационного управления надо формально продифференцировать (18) как сложные функции по вектору управления $u_p \in (n_{xa}, n_{ya}, \gamma_a)_p$.

Полученная матрица обращается (псевдо-обращается), и находятся компенсационные управления. Выражение для компенсационного управления имеет вид

$$\Delta u(t) = \left(\frac{\partial f}{\partial u^T} \right)^{\#} (f(t) - f_p^{y60d}), \quad (22)$$

где $\frac{\partial f}{\partial u^T} = \frac{\partial f}{\partial w^T} \frac{\partial \xi}{\partial u^T}$ – матрица (3×3) , получаемая из (16, 17).

Здесь знак # соответствует операции обращения или псевдообращения неквадратных и вырожденных матриц [20];

$f(t)$ текущие и f_p^{y60d} фиксированные после включения увода значения производных, вычисляемых при моделировании по (18).

При бортовой реализации в (22) вместо $f(\cdot)$ используются текущие значения ускорений $a_{x,z,y}$, пересчитываемые по (21).

Если принять допущения, что приближение к препятствию осуществляется без крена, либо в момент включения увода он устраняется, то выражение (18) примет вид

$$\begin{aligned} \ddot{X}_g &= -V_{\kappa} \sin \theta \cos \Psi \cdot \dot{\theta}; \\ \ddot{Z}_g &= V_{\kappa} \sin \theta \sin \Psi \cdot \dot{\theta}; \\ \dot{H}_g &= V_{\kappa} \cos \theta \cdot \dot{\theta}. \end{aligned} \quad (23)$$

Если далее предположить, что в качестве управления принимается только располагаемое значение перегрузки $n_{ya p}$, то (23) может быть преобразовано подстановкой вместо $\dot{\theta}$ выражения $\dot{\theta} = \frac{g}{V_{\kappa}} (n_{ya} - \cos \theta)$:

$$\begin{aligned} \ddot{X}_{gp} &= -g \sin \theta \cos \Psi \cdot (n_{ya p} - \cos \theta); \\ \ddot{Z}_{gp} &= g \sin \theta \sin \Psi \cdot (n_{ya p} - \cos \theta); \\ \dot{H}_{gp} &= g \cos \theta \cdot (n_{ya p} - \cos \theta). \end{aligned} \quad (24)$$

Тогда в результате формального дифференцирования (24) матрица $\left[\frac{\partial f(\cdot)}{\partial u^T} \right]$ имеет простой вид

$$\left[\frac{\partial f(\cdot)}{\partial n_{ya}} \right] = \begin{bmatrix} \partial \ddot{X}_g / \partial n_{ya} \\ \partial \ddot{Z}_g / \partial n_{ya} \\ \partial \dot{H}_g / \partial n_{ya} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \sin \theta \cos \Psi \\ g \sin \theta \sin \Psi \\ g \cos \theta \end{bmatrix} = P, \quad (25)$$

где псевдообратная матрица P вычисляется по алгоритму, рассмотренному в [20].

Также можно использовать метод наименьших квадратов для обращения вырожденных матриц, где формула для вычисления имеет вид

$$P^{\#} = (P^T P)^{-1} P^T, \quad (26)$$

где индекс «Т» означает транспонирование.

Этот случай сводится к уводу от препятствия в вертикальной плоскости, где операция псевдообращения сводится к конечному выражению. Соответствующий алгоритм рассматривается ниже.

Реализация полного режима будет доступна в случае представления в ЦКИ препятствий в виде совокупности плоскостей, их аппроксимирующих.

Основной режим АСПСР

Для получения соответствующих выражений алгоритма АСПСР, когда ограничение положения ЛА в пространстве задано не плоскостью ограничения, а линиями ограничения, образующими максимальные углы уклонов препятствий в направлении полета S (рис. 2). Для этого необходим переход к СК в плоскости «высота – линия пути». При выводе соответствующих зависимостей также ис-

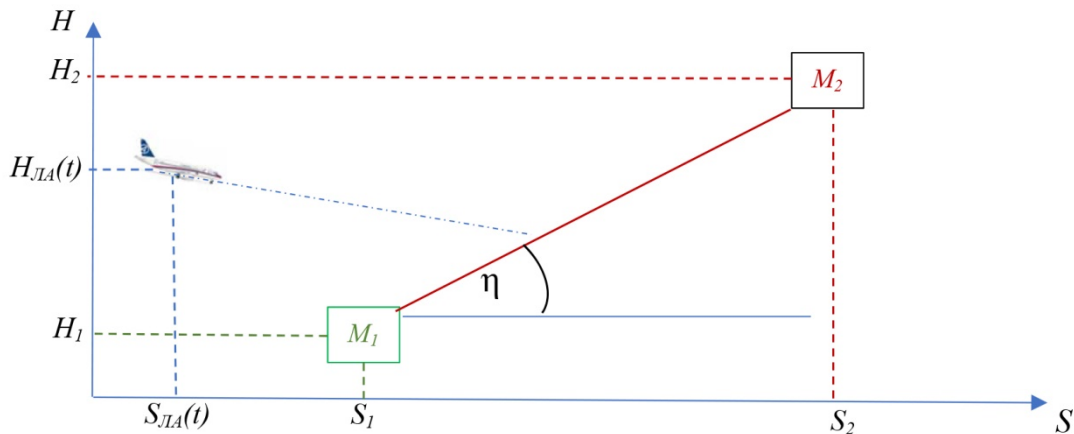


Рис. 2. Система координат основного режима
Fig. 2. The coordinate system of the major mode

пользуются уравнения движения в траекторной СК.

Используя рис. 1 и 2, сформируем уравнение линии ограничения. Для этого выразим координаты S_i через N_i и угол курса Ψ .

$$S_i = \frac{N_i}{\cos \Psi}. \quad (27)$$

Используется уравнение линии на плоскости [18], проходящей через две точки – M_1 (соответствует минимальной высоте) и M_2 . Точка M_2 выбирается из условия максимального угла уклона η или максимальной высоты препятствия в упрежденной зоне (уточняется на этапе аппроксимации препятствия):

$$\frac{H - H_1}{H_2 - H_1} = \frac{S - S_1}{S_2 - S_1}, \quad \operatorname{tg} \eta = \frac{H_2 - H_1}{S_2 - S_1}. \quad (28)$$

Проведя преобразования, получим уравнение линии ограничения в общем виде

$$A \cdot H + B \cdot S + C = 0, \quad (29)$$

где

$$A = S_2 - S_1, \quad B = -(H_2 - H_1), \quad C = S_1 H_2 - H_1 S_2.$$

Принимается, что задача увода от препятствия решается в вертикальной плоскости, скорость стабилизируется до выключения режима увода. В качестве управления выбирается перегрузка.

Составным элементом алгоритма основного режима АСПСР является выражение для вычисления расстояния $d(t)$ между текущей точкой положения ЛА $T(H_{ЛА}(t), S_{ЛА}(t))$ в выбранных координатах и линией ограничения

$$d(t) = \frac{|AH_{ЛА}(t) + BS_{ЛА}(t) + C|}{\sqrt{A^2 + B^2}} = |\bar{a} \cdot H_{ЛА}(t) + \bar{b} \cdot S_{ЛА}(t) + \bar{c}|, \quad (30)$$

где преобразования очевидны.
Темп его изменения

$$\dot{d}(t) = \bar{a} \cdot \dot{H}_{ЛА}(t) + \bar{b} \cdot \dot{S}_{ЛА}(t) = V(\bar{a} \sin \theta(t) + \bar{b} \cos \theta(t)). \quad (31)$$

Продифференцировав (31), получим при $V = \text{const}$

$$\ddot{d}(t) = V(\bar{a} \cos \theta \cdot \dot{\theta}(t) - \bar{b} \sin \theta \cdot \dot{\theta}(t)), \quad (32)$$

после подстановки выражения для $\dot{\theta}$ получим

$$\ddot{d}_p = g[n_{yap} \cos \gamma_a(t) - \cos \theta(t)] [\bar{a} \cos \theta(t) - \bar{b} \sin \theta(t)]. \quad (33)$$

Выражение для расстояния включения ограничения

$$d_{\text{огр}}(t) = \frac{\dot{d}^2(t)}{2\ddot{d}_p(t)} = \frac{V^2 [\bar{a} \sin \theta(t) + \bar{b} \cos \theta(t)]^2}{2g[n_{yap} \cos \gamma_a(t) - \cos \theta(t)] [\bar{a} \cos \theta(t) - \bar{b} \sin \theta(t)]}. \quad (34)$$

Осуществление увода начинается при $d \leq d_{\text{огр}}$, а компенсационное управление с учетом (22), (26) соответствует выражению

$$\Delta n_{ya}(t) = \frac{1}{g \cos \gamma} [-\sin \theta \cos \theta] \times \begin{bmatrix} \Delta \ddot{X} \\ \Delta \ddot{H} \end{bmatrix}, \quad (35)$$

где соблюдается эквивалентность

$$\Delta \ddot{X} \equiv \Delta \ddot{S}, \quad (36)$$

входящие в разность ускорения вычисляются по общему выражению

$$\Delta \ddot{x}(t) = f(t) - f_p^{\text{yвoд}}. \quad (37)$$

Здесь $x^T = [X \ H]$, $f^T = [\ddot{X} \ \ddot{H}]$ вычисляются с использованием (16)–(18) для рассматриваемого случая; $f(t)$ – текущие значения производных; $f_p^{\text{yвoд}}$ – фиксированные значения производных, вычисленные для момента включения АСПСР при $d = d_{\text{огр}}$.

Рассмотренный алгоритм обеспечивает гарантированное получение реализуемой траектории увода от линии ограничения. Ал-

горитм адаптивен к уклону препятствия, располагаемым возможностям ЛА по управлению ограничению, параметрам положения и движения ЛА. Блок-схема алгоритма представлена на рис. 3.

Минимальный режим АСПСР для равнинного рельефа

Рассматривается случай, когда ограничение положения ЛА в пространстве задано не плоскостью ограничения или линией, а допустимыми значениями по соответствующим осям нормальной земной СК. В этом случае не используется картографическая база данных. Информационное АСПСР-обеспечение сводится к использованию интегрированных сигналов о геометрической и барометрической высотах.

Принимается, что задача увода от препятствия решается в вертикальной или наклонной плоскости, снижение может осуществляться с креном. В качестве управления выбирается перегрузка.

Осуществляется переход к принятым выше обозначениям

$$d = H - H_{\text{мин}}, \quad \dot{d} = V_{\kappa} \sin \theta, \quad d_{\text{огр}} = H_{\text{огр}} - H_{\text{мин}}, \quad \ddot{d} \equiv \ddot{H}, \quad (38)$$

где $H_{\text{мин}}$ – заданная на радиовысотомере минимальная высота.

Используется из (18) уравнение для $\ddot{H}_g$. Подставим в данное уравнение выражения для $\dot{V}_\kappa$ и $\dot{\theta}$ из (17):

$$\ddot{H}_g = g(n_{xa} - \sin \theta) \sin \theta + V_\kappa \cos \theta \frac{g}{V_\kappa} (n_{ya} \cos \gamma_a - \cos \theta). \quad (39)$$

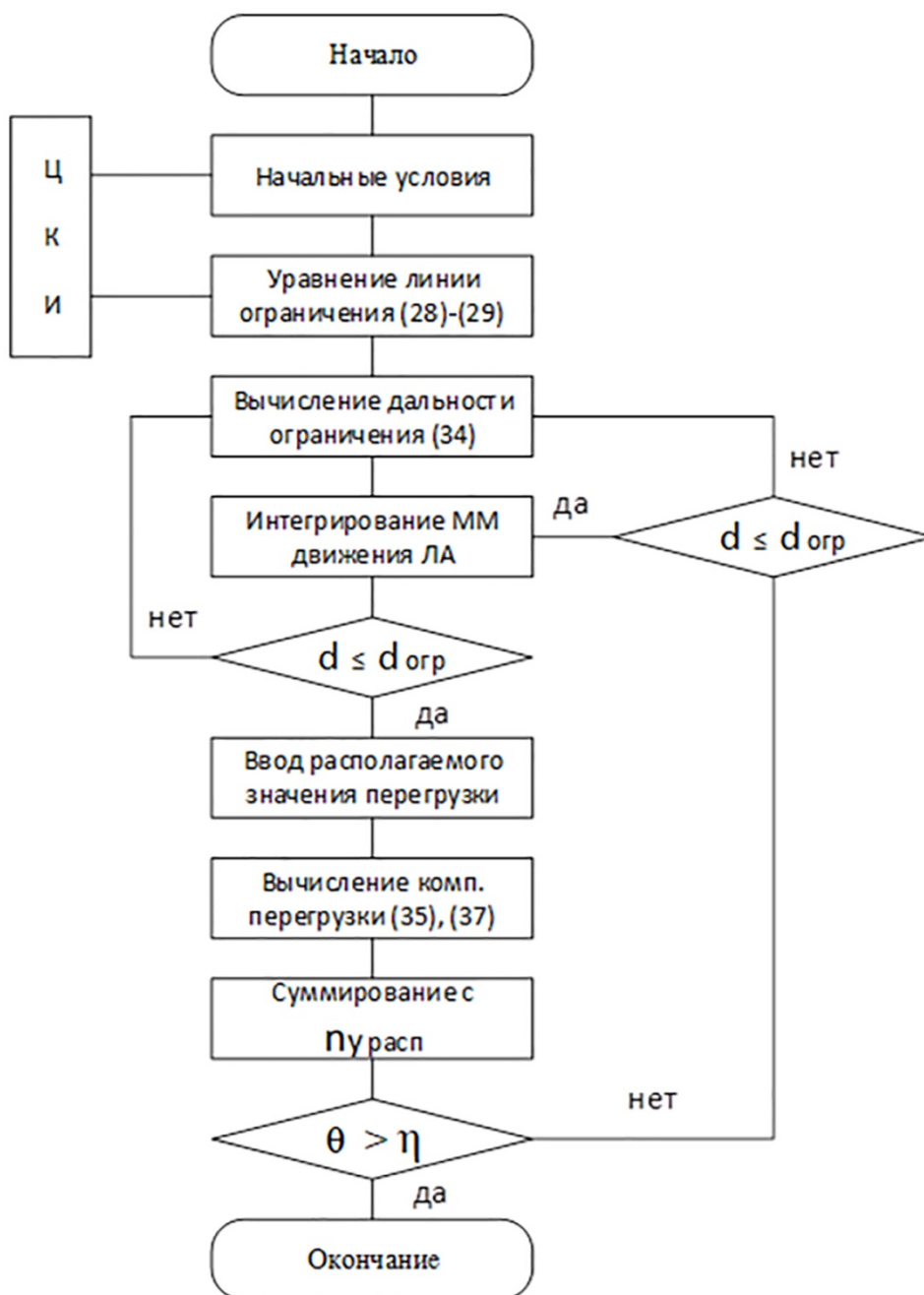


Рис. 3. Блок-схема алгоритма основного режима
Fig. 3. A block diagram of the major mode algorithm

После преобразований получим

$$\ddot{H}_g = g(n_{ya} \cos \gamma_a \cos \theta + n_{xa} \sin \theta - 1). \quad (40)$$

Выбрав в качестве управления увода предполагаемое значение перегрузки n_{yap} и заменив $\ddot{H}_g$ на $\ddot{d}_p$, получим

$$H_{огр} = H_{мин} + \frac{(V_\kappa \sin \theta)^2}{2g(n_{yap} \cos \gamma_a \cos \theta + n_{xa} \sin \theta - 1)}. \quad (42)$$

Осуществление увода начинается при $H \leq H_{огр}$, а компенсационное управление с учетом (22), (26) соответствует выражению

$$\Delta n_{ya}(t) = \frac{1}{g \cos \gamma_a(t) \cos \theta(t)} (\alpha_h(t) - \ddot{d}_p^{yood}), \quad (43)$$

где $\alpha_h(t), \ddot{d}_p^{yood}$ – текущее (поступающее из БИНС при бортовой реализации) и фиксированное вертикальные ускорения в момент и после включения увода. При моделировании $\alpha_h(t)$ вычисляется по выражению (41), в котором параметры γ_a, θ и n_{xa} изменяются после включения увода. Блок-схема алгоритма представлена на рис. 4.

Проанализируем выражения (42), (43) на адаптивность:

- высота включения увода $H_{огр}$ растет при уменьшении значений n_{yap} , при увеличении скорости, при увеличении угла пикирования ЛА, наличии угла крена и положительной перегрузки n_{xa} ;
- высота включения увода уменьшается с увеличением значений n_{yap} , при наличии отрицательной перегрузки n_{xa} и отсутствии крена;

$$\ddot{d}_p = g(n_{yap} \cos \gamma_a \cos \theta + n_{xa} \sin \theta - 1). \quad (41)$$

Выражение для вычисления высоты включения увода от земли имеет вид

- компенсационное управление логичным образом реагирует на изменение углов наклона траектории и крена после осуществления увода.

Приращение нормальной перегрузки $\Delta n_{ya}(t)$ должно обеспечиваться алгоритмами САУ. Компенсация запаздываний, вносимых пилотажным контуром и рулевыми приводами, при отработке задаваемой перегрузки достаточно легко осуществляется при моделировании путем добавления времени запаздывания к требуемому времени $t_{п}$. Более точную подстройку можно получить при использовании прогнозирующих моделей пилотажного контура [1], включающих модели рулевых приводов. При необходимости осуществляется пересчет перегрузок и углов из скоростной СК в связанную или обратно.

Эффективность рассмотренных алгоритмов АСПСР подтверждается обширным объемом моделирования. Алгоритмы могут быть базовой основой для создания российских аналогов семейства TAWS, но имеющих кардинальное отличие от них. Оно заключается в том, что АСПСР не только предупреждает экипаж о близости рельефа, но и автоматически гарантированно предотвращает столкновение с ним. Расширенное рассмотрение проблематики выдерживания ограничений можно найти в [5].

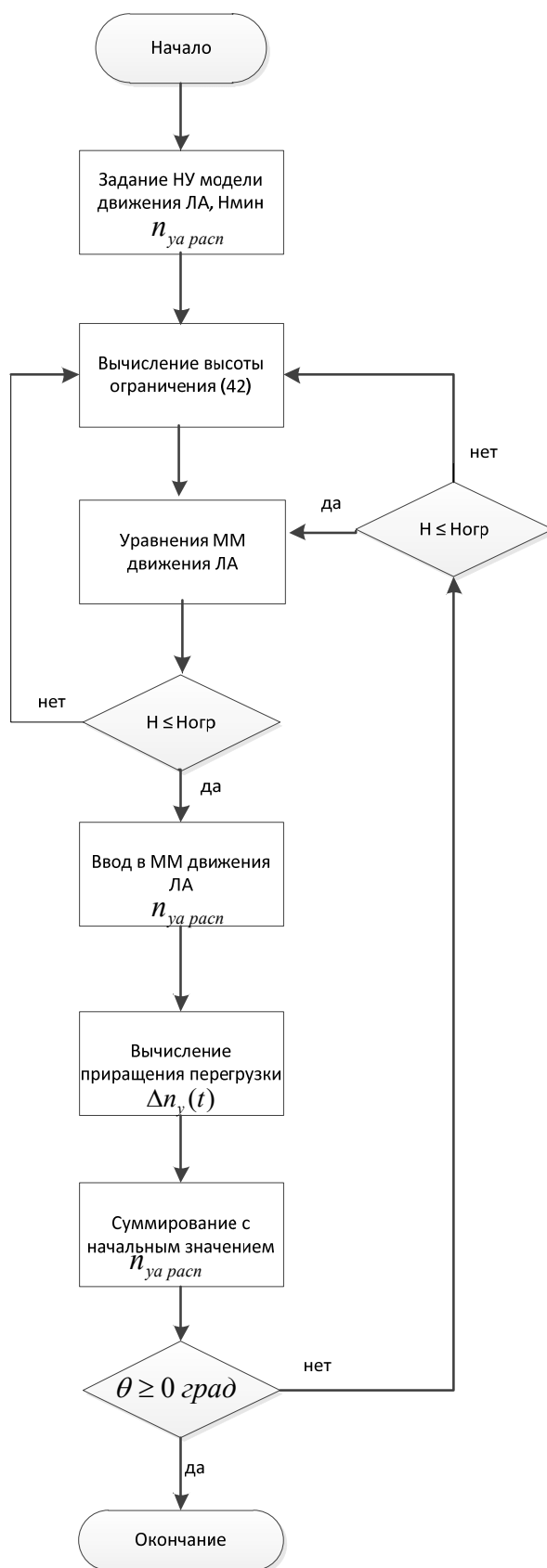


Рис. 4. Блок-схема алгоритма для равнинного рельефа
Fig. 4. A block diagram for the flat terrain algorithm

Список литературы

1. Буков В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. М.: Наука, 1987. 232 с.
2. Буков В.Н. Оптимальные алгоритмы в задачах с ограничениями управляемых координат // Известия АН СССР. Техническая кибернетика. 1982. № 2. С. 210–217.
3. Акимов А.Н., Андреев В.В. Численный метод прямой оптимизации в задачах оптимального управления // Теория и системы управления. 1996. № 3. С. 37–43.
4. Акимов А.Н., Воробьев В.В. Методика и алгоритмы увода летательного аппарата от пространственной поверхности ограничения // Автоматика и телемеханика. 2001. № 7. С. 18–25.
5. Акимов А.Н., Воробьев В.В., Лукашов С.В. Ограничение предельных режимов полета: метод, алгоритмы, результаты: учеб. пособие. М.: ВВИА им проф. Н.Е. Жуковского, 2003. 119 с.
6. Воробьев В.В., Суполка А.А. Методика автоматического исправления отклонений учебно-боевого самолета при заходе на посадку // Научные технологии. 2008. Т. 9, № 3. С. 41–45.
7. Воробьев В.В., Беляцкая А.П., Суполка А.А. Методика устранения отклонений воздушного судна при предпосадочном снижении для предотвращения происшествий категории CFIT // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 4. С. 33–44. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-33-44
8. Beliatkaia A.P., Vorobev V.V., Eliseev B.P. Research of the methods of collision avoidance of aircraft with the ground in controlled flight during landing // 18th Technical Scientific Conference on Aviation Dedicated to the Memory of N.E. Zhukovsky, TSCZh 2021. Moscow, 29–30 May 2021. Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc. Pp. 1–6. DOI: 10.1109/TSCZh53346.2021.9628239
9. Воробьев В.В., Гриценко Н.А., Старикова И.О. Основные принципы обеспечения безопасной эксплуатации беспилотных летательных аппаратов на стадиях жизненно-

го цикла // Инновации в гражданской авиации. 2016. № 4. С. 62–70.

10. Воробьев В.В., Мозоляко Е.В. Проблемы предотвращения столкновения гражданских воздушных судов в управляемом полете // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 183. С. 109–113.

11. Кравцов М.С. Апробация метода «виртуальных полигонов» / М.С. Кравцов, И.И. Бублик, В.И. Журавель, А.А. Супряга // Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки: сборник научных статей III Всероссийской НПК «АВИАТОР». 11–12 февраля 2016 г. В 2-х тт. Т. 2. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. С. 73–76.

12. Апрельский Е.Н. Прогнозирование движения маневренного самолета в задаче повышения противоперегрузочной защиты летчика / Е.Н. Апрельский, В.В. Воробьев, А.С. Куренков, В.Н. Чернуха // Научные технологии. 2009. Т. 10, № 2. С. 82–88.

13. Воробьев В.В. Безопасность полетов гражданских воздушных судов: учебник / В.В. Воробьев, Л.Г. Большедворская, Б.В. Зубков, И.Н. Мерзликин, О.В. Пахомов, П.М. Поляков, С.Е. Прозоров, А.Л. Рыбалкина, В.Д. Шаров. М.: Издательский дом Академии имени Н.Е. Жуковского, 2021. 440 с.

14. Wilkinson N. Latest Developments of the TERPROM® Digital terrain system / N. Wilkinson, T. Brookes, A. Price, M. Godfrey // Paper presented at the Joint Navigation Conference, USA: Orlando, Florida, June 2009. 16 p.

15. Fuller J.G., Hook L.R. Understanding general aviation accidents in terms of safety systems // 2020 AIAA/IEEE 39th Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2020. Pp. 1–9. DOI: 10.1109/DASC50938.2020.9256778

16. Causse M. Mirror neuron based alerts for control flight into terrain avoidance / M. Causse, J. Phan, T. Ségonzac, F. Dehais. In book: Advances in Cognitive Engineering and Neuroergonomics, 2012. Chapter 17. 10 p. DOI: 10.1201/b12313

17. Baldwin J., Cassell R., Smith A. GPS-based terrain avoidance systems – a solution for general aviation controlled flight into terrain // Proceedings of the 1995 National Technical

Meeting of The Institute of Navigation, CA: Anaheim, 18–20 January 1995. Pp. 413–417.

18. Августов Л.И. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве / Л.И. Августов, А.В. Бабиченко, М.И. Орехов, С.Я. Сухоруков, В.К. Шкред. М.: Научтехлитиздат, 2015. 589 с.

19. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике. М.: Астрель, 2006. 991с.

20. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. 5-е изд. М.: Физматлит, 2010. 560 с.

References

1. Bukov, V.N. (1987). [*Adaptive predictive flight control systems*]. Moscow: Nauka, 232 p. (in Russian)

2. Bukov, V.N. (1982). [*Optimal algorithms in tasks with controlled coordinates constraints*]. Izvestiya AN SSSR. Tekhnicheskaya kibernetika, no. 2, pp. 210–217. (in Russian)

3. Akimov, A.N. & Andreev, V.V. (1996). [*Numerical direct optimization method in optimal control tasks*]. Teoriya i sistemy upravleniya, no. 3, pp. 37–43. (in Russian)

4. Akimov, A.N. & Vorob'ev, V.V. (2001). *A method and algorithms for veering a flying apparatus from the spatial constraint surface*. Automation and Remote Control, vol. 62, no. 7, pp. 1042–1048. DOI: 10.1023/A:1010293424171

5. Akimov, A.N., Vorob'ev, V.V. & Lukashov, S.V. (2003). [*Limiting flight modes: method, algorithms, results: Tutorial*]. Moscow: VVIA im prof. N.Ye. Zhukovskogo, 119 p. (in Russian)

6. Vorob'ev, V.V. & Supolka, A.A. (2008). *A technique for automatic correction of teaching-combat aircraft deviations at sanding*. Science Intensive Technologies, vol. 9, no. 3, pp. 41–45. (in Russian)

7. Vorob'ev, V.V., Beliatckaia, A.P. & Supolka, A.A. (2020). *Methodic aspects of aircraft glide slope correction for prevention of CFIT category accidents during pre-landing descent*. Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 4, pp. 33–44. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-33-44 (in Russian)

8. Beliatckaia, A.P., Vorobev, V.V. & Eliseev, B.P. (2021). *Research of the methods of collision avoidance of aircraft with the ground in controlled flight during landing*. 18th Technical Scientific Conference on Aviation Dedicated to the Memory of N.E. Zhukovsky, TSCZh 2021. Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc. Pp. 1–6. DOI: 10.1109/TSCZh53346.2021.9628239

9. Vorob'ev, V.V., Gritsenko, N.A. & Starikova, I.O. (2016). [*The basic principles of safe unmanned aircraft operation at the life cycle stages*]. Innovations in civil aviation, no. 4, pp. 62–70. (in Russian)

10. Vorobyev, V.V. & Mozolyaco, E.V. (2012). *Problems preventing conflicts in civil aircraft controlled flight*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 183, pp. 109–113. (in Russian)

11. Kravtsov, M.S., Bublik, I.I., Zhuravel, V.I. & Supriaga, A.A. (2016). [*Topical issues of research in avionics: theory, maintenance, development: proceedings of the III All-Russian Research and Production Company "AVIATOR". In 2 vols. Vol. 2*]. Voronezh: VUNTS VVS «VVA», pp. 73–76. (in Russian)

12. Aprel'ski, E.N., Vorob'ev, V.V., Kurenkov, A.S. & Chernuha, V.N. (2009). *Prediction of manoeuvre aircraft movement in the problem of improving pilot's overload protection*. Science Intensive Technologies, vol. 10, no. 2, pp. 82–88. (in Russian)

13. Vorob'ev, V.V., Bolshedvorskaya, L.G., Zubkov, B.V., Merzlikin, I.N., Pakhomov, O.V., Polyakov, P.M., Prozorov, S.E., Rybalkina, A.L. & Sharov, V.D. (2021). [*Flight safety of civil aircraft: Textbook*]. Moscow: Izdatelskiy dom Akademii imeni N.Ye. Zhukovskogo, 440 p. (in Russian)

14. Wilkinson, N., Brookes, T., Price, A., & Godfrey, M. (2009). *Latest developments of the TERPROM® Digital terrain system*. Paper presented at the Joint Navigation Conference, Orlando, Florida, USA, 16 p.

15. Fuller, J.G. & Hook, L.R. (2020). *Understanding general aviation accidents in terms of safety systems*. 2020 AIAA/IEEE 39th Digital Avionics Systems Conference (DASC), pp. 1–9. DOI: 10.1109/DASC50938.2020.9256778

16. Causse, M., Phan, J., Ségonzac, T. & Dehais, F. (2012). *Mirror neuron based alerts for control flight into terrain avoidance*. In book: *Advances in Cognitive Engineering and Neuroergonomics*, Chapter 17, 10 p. DOI: 10.1201/b12313

17. Baldwin, J., Cassell, R. & Smith, A. (1995). *GPS-based terrain avoidance systems – a solution for general aviation controlled flight into terrain*. Proceedings of the 1995 National Technical Meeting of The Institute of Navigation, Anaheim, CA, pp. 413–417.

18. Augustov, L.I., Babichenko, A.V., Orekhov, M.I., Sukhorukov, S.Ya. & Shkred, V.K. (2015). [*Navigation of aircraft in near-Earth space*]. Moscow: Nauchtekhlitizdat, 589 p. (in Russian)

19. Vygodskiy, M.Ya. (2006). [*Handbook of higher mathematics*]. Moscow: Astrel, 991 p. (in Russian)

20. Gantmakher, F.R. (2010). [*Matrix theory*]. 5th ed., Moscow: Fizmatlit, 560 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Акимов Александр Николаевич, доктор технических наук, профессор, главный специалист, Объединенная авиастроительная корпорация, Akim521@yandex.ru.

Волошин Владимир Андреевич, ведущий программист, Объединенная авиастроительная корпорация, job_vva@mail.ru.

Супрыга Андрей Алексеевич, заместитель начальника отдела, Объединенная авиастроительная корпорация, bariy29@list.ru.

Information about the authors

Alexander N. Akimov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Specialist, United Aircraft Building Company, Akim521@yandex.ru.

Vladimir A. Voloshin, Programming Supervisor, United Aircraft Building Company, job_vva@mail.ru.

Andrey A. Supryga, Deputy Head of the Department, United Aircraft Building Company, bariy29@list.ru.

Поступила в редакцию 26.07.2022
Принята в печать 24.11.2022

Received 26.07.2022
Accepted for publication 24.11.2022