

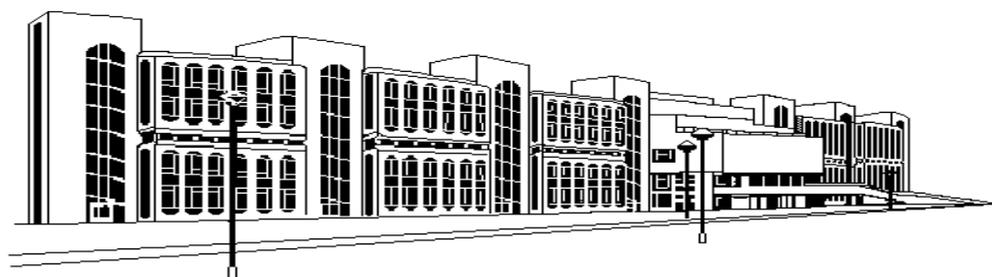


ISSN 2079-0619

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 213



**Москва
2015**

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 213 (3)

Издается с 1998 г.

**Москва
2015**

Научный Вестник МГТУ ГА решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ включен в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук

Главная редакция

- Главный редактор -** Елисеев Б.П., заслуженный юрист РФ, проф., д.т.н., д.ю.н., ректор МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Зам. главного редактора -** Воробьев В.В., проф., д.т.н., проректор МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Ответственный секретарь главной редакции -** Феоктистова О.Г., доц., д.т.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Члены главной редакции -** Гаранина О.Д., почетный работник науки и техники РФ, проф., д.ф.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;
Козлов А.И., заслуженный деятель науки и техники РФ, проф., д.ф.-м.н., советник ректора МГТУ ГА, Москва, Россия;
Ципенко В.Г., заслуженный деятель науки РФ, проф., д.т.н., заведующий кафедрой МГТУ ГА, Москва, Россия;
Калугин В.Т., проф., д.т.н., декан МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия;
Лукин Д.С., заслуженный деятель науки РФ, проф., д.ф.-м.н., профессор МФТИ, Москва, Россия;
Шапкин В.С., заслуженный работник транспорта РФ, проф., д.т.н., генеральный директор ФГУП ГосНИИ ГА, Москва, Россия;
Лю Джонда, проф., Ph.D, президент (ректор) Технологического университета Нингбо, Нингбо, Китай;
Дамиан Ривас Ривас, проф., Ph.D, профессор кафедры аэрокосмической техники Университета Севильи, Севилья, Испания.

Редакционная коллегия выпуска

- Ответственные редакторы выпуска -** Логвин А.И., проф., д.т.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;
Кузнецов С.В., проф., д.т.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Ответственный секретарь -** Кузнецов С.В., проф., д.т.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Члены редакционной коллегии -** Халютин С.П., проф., д.т.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;
Артеменко Ю.П., к.т.н., заведующий кафедрой МГТУ ГА, Москва, Россия;
Константинов В.Д., к.т.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия.

E-mail: kuznetsovs@mstuca.aero
uvd@mstuca.aero

тел. +7(495)459-75-39
+7(499)457-70-59

Плата за публикацию в Научном Вестнике МГТУ ГА с аспирантов не взимается

**НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК
МОСКОВСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

№ 213 (3)

2015

СОДЕРЖАНИЕ

Бронников А.М., Каравашкина Е.О., Кулабухов В.С., Чекин А.Ю. Синтез управления в продольном канале маловысотного контура беспилотного вертолета.....	5
Чернодаров А.В. Контроль и парирование нарушений в интегрированных навигационных системах на основе комбинированных критериев согласия	13
Мишин С.В. Управляемый дроссель-трансформатор в структуре электромеханической системы генерирования переменного тока постоянной частоты	22
Кузнецов С.В. Математические модели процессов и систем технической эксплуатации авионики как марковские и полумарковские процессы.....	28
Артёмов Ю.П., Демченко А.Г. Совершенствование модели канала бортовой системы электроснабжения переменного тока	34
Марасанов П.О. Оценка надёжности системы электроснабжения аэропорта гражданской авиации.....	43
Лёвин А.В., Халютин С.П., Жмуров Б.В. Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования	50
Харьков В.П., Богданов А.А., Жмуров Б.В. Некоторые проблемы создания электрического экологически чистого самолета.....	58
Бондарев В.Г. Видеонавигация летательного аппарата.....	65
Харьков В.П., Халютин С.П. Управление вектором скорости полета летательного аппарата на основе энергетического подхода.....	73
Шалупин В.И., Письменский И.А. Профессионально-прикладная физическая подготовка студентов МГТУ ГА.....	81
Горбунов В.П. Проблемы и особенности эксплуатации авионики воздушных судов иностранного производства в условиях экстремально низких температур Крайнего Севера, Сибири и Якутии.....	85
Кузнецов С.В. Международная квалификационная (компетентностная) система подготовки и оценки персонала по техническому обслуживанию воздушных судов.....	91
Логвин А.И., Лукин Э.А., Зайцев А.Н. Плотность распределения вероятностей значений угла ориентации плоскости поляризации радиоволны в следящем контуре радиолокационной системы.....	97
Логвин А.И., Лукин Э.А., Зайцев А.Н. Характеристики обнаружения поляризованных радиолокационных сигналов.....	102
Рыченков Д.Б. Современные методики выбора функционально значимых элементов радиоэлектронного оборудования воздушных судов.....	105
Спиченко И.В. Логика построения системы технического обслуживания и ремонта авиационной техники на основе опыта использования MSG-3	111
Логвин А.И., Волков А.В. Алгоритмы автоматического распознавания взлетно-посадочной полосы на видеоизображениях.....	115
Кореванов С.В. Компенсирование погрешностей инерциальной навигационной системы беспилотных летательных аппаратов с помощью адаптивных компонентов интеллектуальной системы.....	118
Рубцов В.Д., Дубянский С.А. Влияние параметров зондирующего луча в параметрических устройствах регистрации волновых возмущений в среде на качество приема сигнала	123

Рубцов В.Д., Дубянский С.А. Экспериментальные исследования параметрических устройств регистрации на оптическом и ультразвуковом зондирующих лучах волновых возмущений в воздушной и водной средах.....	129
Лебедев Б.В., Соломенцев В.В., Стратиенко А.Н. Исследование метода контроля вертикального эшелонирования воздушных судов на основе использования АЗН-В	135
Попов Д.И., Лазарева О.Ю. Нечеткая оверлейная модель учащегося в интеллектуальной обучающей системе.....	141
Ермаков К.С. Формирование многоуровневой информационной образовательной среды для системного внедрения информационных технологий в профессиональное образование на авиапредприятиях	149

УДК 517.938

СИНТЕЗ УПРАВЛЕНИЯ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ МАЛОВЫСОТНОГО КОНТУРА БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА*

А.М. БРОННИКОВ, Е.О. КАРАВАШКИНА, В.С. КУЛАБУХОВ, А.Ю. ЧЕКИН

Рассматривается синтез закона управления общим шагом несущего винта беспилотного вертолета в режиме маловысотного полета. Новизной работы является использование в нижнем контуре системы управления адаптивного закона с идентификатором и эталонной моделью, который обеспечивает автоматическую компенсацию возмущений в канале управления высотой при произвольном маневрировании по крену и рысканию. Верхний уровень обеспечивает стабилизацию заданной высоты по сигналам радиовысотомера с желаемой амплитудно-частотной характеристикой для ошибки стабилизации.

Ключевые слова: маловысотный контур, стабилизация геометрической высоты, эталонная модель, идентификатор, адаптивная система, метод частотных характеристик.

Введение

Успешное применение беспилотного вертолета (БПВ) на малых и предельно малых высотах связывается с возможностью уверенного и безопасного облета препятствий по высоте и по направлению. В статье рассматривается решение задачи синтеза закона управления общим шагом несущего винта БПВ одновинтовой схемы в режиме облета препятствий по сигналам радиовысотомера. Считается, что комплексная система управления состоит из двух уровней: нижнего – системы улучшения устойчивости и управляемости (СУУ) и верхнего – системы автоматического управления (САУ). Задача формирования управления в боковом канале не рассматривается. Считается, что по крену и рысканию вертолет может произвольно маневрировать в пределах заданных ограничений, огибая препятствия по направлению. При этом канал управления высотой независимо от текущего крена вертолета и угловой скорости рыскания должен обеспечивать стабилизацию заданной высоты полета над рельефом. Синтез закона управления проводится в два этапа.

На первом этапе синтезируется закон управления СУУ. Для этого используются алгоритмы адаптивной системы управления с идентификатором и эталонной моделью, обеспечивающие инвариантность канала управления вертикальной скоростью к произвольному маневрированию по крену и рысканию в условиях параметрической неопределенности математической модели БПВ и воздействии неконтролируемых внешних возмущений. Данные алгоритмы обеспечивают желаемую динамику управления вертикальной скоростью БПВ, заданную в виде неявной эталонной модели. Это придает системе управления свойство универсальности – заданная динамика управления вертикальной скоростью обеспечивается не для конкретного БПВ, а для любого БПВ из класса вертолетов, построенных по классической схеме управления. Возможной корректировки требуют только назначаемые параметры эталонной модели в зависимости от маневренных характеристик вертолета.

На втором этапе синтезируется закон управления САУ, обеспечивающий стабилизацию заданной высоты полета над рельефом. Так как СУУ обеспечивает стабильную, заданную в виде эталонной модели динамику управления вертикальной скоростью, то для второго этапа синтеза неопределенность в математической модели процесса управления высотой отсутствует. Это позволяет использовать для синтеза закона управления САУ метод частотных характеристик и

* Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант 14-08-01173а.

обеспечить желаемую амплитудно-частотную характеристику (АЧХ) для ошибки стабилизации высоты.

Синтезированные законы управления являются адаптивными и способны автоматически подстраиваться под текущие свойства объекта управления. Такая универсальность позволяет использовать их без изменения на различных классах БПВ одновинтовой схемы.

Приводятся результаты численных исследований синтезированных законов управления. В качестве объектов управления используются модели нескольких вертолетов авиасимулятора X-Plane. Данные модели являются закрытыми и для пользователя выступают в виде «черного ящика». Проведенные численные исследования подтверждают работоспособность и универсальность синтезированных законов управления.

Постановка задачи

Рассматривается нелинейная математическая модель динамики полета БПВ

$$\underbrace{\begin{pmatrix} \dot{V}_{kx} \\ \dot{V}_{ky} \\ \dot{V}_{kz} \\ \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \\ \dot{\vartheta} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{V}_{yg} \\ \dot{H}_a \end{pmatrix}}_{\dot{x}} = \underbrace{\begin{pmatrix} V_{ky}\omega_z - V_{kz}\omega_y + \bar{X} - g \sin \vartheta \\ V_{kz}\omega_x - V_{kx}\omega_z + \bar{Y} - g \cos \vartheta \cos \gamma \\ V_{kx}\omega_y - V_{ky}\omega_x + \bar{Z} + g \cos \vartheta \sin \gamma \\ (J_y - J_z)\omega_y\omega_z / J_x + \bar{M}_x \\ (J_z - J_x)\omega_x\omega_z / J_y + \bar{M}_y \\ (J_x - J_y)\omega_x\omega_y / J_z + \bar{M}_z \\ \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma \\ \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)tg \vartheta \\ \bar{Y}_g - g \\ V_{yg} \end{pmatrix}}_{F(x,a,t)+S(x,a,t)w(t)} + \underbrace{\begin{pmatrix} \bar{X}^\kappa & \bar{X}^\eta & \bar{X}^{\varphi_{ош}} & 0 \\ \bar{Y}^\kappa & \bar{Y}^\eta & \bar{Y}^{\varphi_{ош}} & 0 \\ 0 & \bar{Z}^\eta & \bar{Z}^{\varphi_{ош}} & \bar{Z}^{\varphi_{рв}} \\ \bar{M}_x^\kappa & \bar{M}_x^\eta & 0 & \bar{M}_x^{\varphi_{рв}} \\ \bar{M}_y^\kappa & \bar{M}_y^\eta & \bar{M}_y^{\varphi_{ош}} & \bar{M}_y^{\varphi_{рв}} \\ \bar{M}_z^\kappa & \bar{M}_z^\eta & \bar{M}_z^{\varphi_{ош}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \bar{Y}_g^\kappa & \bar{Y}_g^\eta & \bar{Y}_g^{\varphi_{ош}} & \bar{Y}_g^{\varphi_{рв}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}}_{B(x,a,t)} \underbrace{\begin{pmatrix} \kappa \\ \eta \\ \varphi_{ош} \\ \varphi_{рв} \end{pmatrix}}_u, \quad (1)$$

здесь вектор состояния x математической модели включает: проекции земной скорости V_{kx} , V_{ky} и V_{kz} и проекции угловой скорости ω_x , ω_y и ω_z на оси связанной системы координат; углы крена γ и тангажа ϑ ; вертикальную скорость V_{yg} ; абсолютную высоту полета H_a . Вектор управления u включает продольный κ и поперечный η наклоны тарелки автомата перекоса, а также углы отклонения общего шага несущего винта $\varphi_{ош}$ и общего шага рулевого винта $\varphi_{рв}$. В качестве $\bar{X}(\Omega_{нв}, V_x, V_y, V_z, \rho, m)$, $\bar{Y}(\Omega_{нв}, V_x, V_y, V_z, \rho, m)$, $\bar{Z}(\Omega_{нв}, V_x, V_y, V_z, \rho, m)$ обозначены проекции на оси связанной системы координат полной аэродинамической силы вертолета при нулевых управлениях, которые отнесены к массе вертолета m , зависят от угловой скорости оборотов несущего винта $\Omega_{нв}$, составляющих воздушной скорости полета на оси связанной системы координат V_x , V_y и V_z ($V_i = V_{ki} - U_i$, U_i – соответствующая проекция скорости ветра) и плотности воздуха ρ ; $\bar{M}_x(\Omega_{нв}, V_x, V_y, V_z, \rho, J_x)$, $\bar{M}_y(\Omega_{нв}, V_x, V_y, V_z, \rho, J_y)$, $\bar{M}_z(\Omega_{нв}, V_x, V_y, V_z, \rho, J_z)$ – отнесенные к моментам инерции J_x , J_y и J_z суммарные аэродинамические моменты вертолета относительно осей связанной системы координат при нулевом векторе управлений; g – ускорение свободного падения; \bar{X}^i , \bar{Y}^i , \bar{Z}^i и \bar{M}_j^i – производные аэродинамических сил и моментов, характеризующих эффективность управлений; $F(x,a,t)$ – вектор-функция состояния; a – вектор параметров; t – текущее время; $w(t)$ – вектор неконтролируемых внешних возмущений, под которыми понимается в первую очередь ветер; $B(x,a,t)$ – матрица коэффициентов эффективности

управления; $S(x, a, t)$ – матрица коэффициентов эффективности возмущений; $x \in X$, где X – множество возможных состояний объекта (1). Принимается допущение, что действующие на вертолет аэродинамические силы и моменты, а также их производные являются неизвестными функциями (параметры вектора a неизвестны).

Ошибка выдерживания геометрической высоты удовлетворяет равенствам (рис. 1)

$$\Delta H = H - H_{\text{зад}} = H_a - H_p - H_{\text{зад}}, \quad (2)$$

где H – геометрическая высота; $H_{\text{зад}}$ – заданная геометрическая высота; H_p – высота рельефа.

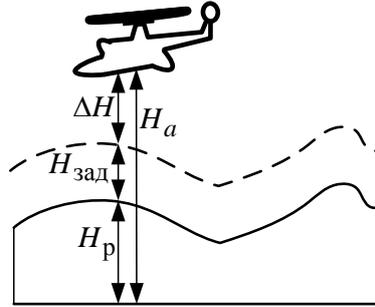


Рис. 1. Соотношения высот

Таким образом, параметры математической модели (1) неизвестны. Непосредственно измеряются: воздушная скорость V ; вертикальная скорость V_{yg} ; вертикальное ускорение \dot{V}_{yg} ; угловые скорости ω_x , ω_y и ω_z по осям связанной системы координат; углы крена γ и тангажа ϑ ; геометрическая высота H . Требуется синтезировать закон управления общим шагом несущего винта $\varphi_{\text{ош}}$, обеспечивающий заданную АЧХ $W_{\text{ож}}(\omega)$ для ошибки выдерживания геометрической высоты ΔH при произвольном горизонтальном маневрировании с ограниченными в зависимости от типа БПВ углами крена, тангажа и угловой скоростью рыскания.

Законы управления СУУ

В контуре управления общим шагом несущего винта СУУ предлагается использовать адаптивный закон управления с идентификатором и эталонной моделью, основанный на упрощенных требованиях к идентификатору [1-4]. В перечисленных работах показано, что для обеспечения заданной точности слежения за эталонной моделью от идентификатора не требуется получения асимптотически точных оценок параметров. Требуется лишь выполнение некоторых структурных условий, а также обеспечение малой нормы невязки идентификации ε (не путать с ошибкой оценки параметров), по которой в большинстве алгоритмов идентификации настраиваются оценки параметров.

Желаемое качество управления вертикальной скоростью задается в виде эталонной модели

$$\dot{V}_{yg}^M = a^M V_{yg}^M + b^M X_{\text{ош}}, \quad (3)$$

где V_{yg}^M – эталонный сигнал вертикальной скорости; a^M ($a^M < 0$) и b^M – параметры эталонной модели; $X_{\text{ош}}$ – поступающее от САУ задающее воздействие в канале управления общим шагом несущего винта. Качество управления оценивается по ошибке слежения

$$e = V_{yg} - V_{yg}^M.$$

Таким образом, слежение за эталонной моделью осуществляется не по всему вектору состояния, а только по вертикальной скорости.

Идентификации подлежат только параметры 9-й строки математической модели (1). В качестве предсказателя в идентификаторе используется псевдолинейная регрессия [5, с. 173], которая в рассматриваемом случае экспериментальным путем выбрана в следующем виде

$$\dot{\hat{V}}_{ygi} = \hat{a}_i^V V_i + \hat{a}_i^{V_{yg}} V_{ygi} + \hat{a}_i^{\vartheta} \vartheta_i + \hat{a}_i^{\gamma} \gamma_i + \hat{b}_{V_{yg}i}^{\varphi_{\text{оши}}} \varphi_{\text{оши}} + \hat{b}_{V_{yg}i}^{\eta} \eta_i + \hat{b}_{V_{yg}i}^{\kappa} \kappa_i + \hat{b}_{V_{yg}i}^{\varphi_{\text{рвб}}} \varphi_{\text{рвб}} + \hat{a}_{0i} + \hat{a}_i^t \sin 0,2t_i = \hat{\theta}_i^T z_i,$$

где $\hat{\theta}_i = [\hat{a}_i^V \quad \hat{a}_i^{V_{yg}} \quad \hat{a}_i^{\vartheta} \quad \hat{a}_i^{\gamma} \quad \hat{b}_{V_{yg}i}^{\varphi_{\text{оши}}} \quad \hat{b}_{V_{yg}i}^{\eta} \quad \hat{b}_{V_{yg}i}^{\kappa} \quad \hat{b}_{V_{yg}i}^{\varphi_{\text{рвб}}} \quad \hat{a}_{0i} \quad \hat{a}_i^t]$ – вектор-строка оценок параметров; $z_i^T = [V_i \quad V_{ygi} \quad \vartheta_i \quad \gamma_i \quad \varphi_{\text{оши}} \quad \eta_i \quad \kappa_i \quad \varphi_{\text{рвб}} \quad 1 \quad \sin 0,2t_i]$ – вектор факторов; i – квантор времени. Составляющая $\hat{a}_{0i} + \hat{a}_i^t \sin 0,2t_i$ предназначена для идентификации постоянных и медленно изменяющихся возмущений. В качестве алгоритма текущей идентификации используется рекуррентный метод наименьших квадратов с фактором забывания [5]

$$\hat{\theta}_i = \hat{\theta}_{i-1} + \varepsilon_i z_i^T P_i,$$

где P_i – положительно определенная квадратная матрица коэффициентов усиления идентификатора размером 10. Алгоритм для вычисления P_i приведен в [5, с. 266]. Невязка идентификации вычисляется по формуле

$$\varepsilon_i = \dot{V}_{ygi} - \dot{\hat{V}}_{ygi} = \dot{V}_{ygi} - \hat{\theta}_i^T z_i. \quad (4)$$

Большинство алгоритмов идентификации обеспечивает быструю сходимость (за несколько шагов работы алгоритма) невязки ε_i в малую область в окрестности нуля (например, [2]). Для вычисления невязки идентификации требуется информация о вертикальном ускорении (4). Можно избежать данного недостатка за счет численного вычисления производной вертикальной скорости, как показано в [6]. В этом случае слежение за эталонным сигналом будет обеспечиваться лишь в ограниченной частотной области. Ниже будем считать оценки параметров непрерывными величинами, что допустимо при существенном превышении частоты дискретизации алгоритма текущей идентификации правой границы области рабочих частот БПВ.

Подробный синтез законов управления СУУ вертолета приведен в [7]. Здесь лишь приведем законы управления СУУ, а также условия, при которых обеспечивается слежение вертикальной скорости за эталонным сигналом.

Законы управления СУУ имеют следующий вид:

$$\varphi_{\text{оши}} = \frac{1}{\hat{b}_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{оши}}}} \left((a^M - \hat{a}^{V_{yg}}) V_{yg} + b^M X_{\text{оши}} - \hat{a}^V V - \hat{a}^{\vartheta} \vartheta - \hat{a}^{\gamma} \gamma - \hat{a}_0 - \hat{a}^t \sin 0,2t - \hat{b}_{V_{yg}}^{\eta} \eta - \hat{b}_{V_{yg}}^{\kappa} \kappa - \hat{b}_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{рвб}}} \varphi_{\text{рвб}} \right); \quad (5)$$

$$\eta = \eta_0 + W_{\eta}^{\omega_x} \omega_x + W_{\eta}^{X_{\gamma}} X_{\gamma};$$

$$\kappa = \kappa_0 + W_{\kappa}^{\omega_z} \omega_z + W_{\kappa}^{X_{\vartheta}} X_{\vartheta};$$

$$\varphi_{\text{рвб}} = \varphi_{\text{рвб}0} + W_{\varphi_{\text{рвб}}}^{\omega_y} \omega_y + W_{\varphi_{\text{рвб}}}^{X_{\text{н}}} X_{\text{н}},$$

где X_{γ} , X_{ϑ} , $X_{\text{н}}$ и $X_{\text{оши}}$ – задающие воздействия в поперечном, продольном, путевом каналах и канале управления высотой, поступающие от САУ; произвольные W_j^i – передаточные функции в соответствующих каналах управления, содержащие в общем случае динамические звенья; нижним символом «б» обозначены балансировочные значения органов управления вертолетом. Синтез передаточных функций W_j^i в статье не рассматривается.

При использовании закона управления (5) и выполнении условий:

$$b_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{оши}}} \neq 0; \quad \hat{b}_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{оши}}} \neq 0; \quad \text{sign} \hat{b}_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{оши}}} = \text{sign} b_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{оши}}}$$

ошибка слежения в замкнутой системе описывается устойчивым дифференциальным уравнением

$$\dot{e} - a^M e = \varepsilon. \quad (6)$$

Уравнение (6) показывает, что при выполнении условия $\varepsilon \rightarrow 0$ обеспечивается слежение за эталонной моделью $V_{yg} \rightarrow V_{yg}^M$ при произвольных управлениях в каналах тангажа, крена и рыскания, а также при наличии внешних неконтролируемых возмущений. Ограничением является диапазон отклонения общего шага несущего винта. Поэтому диапазон кренов, углов тангажа, задающего воздействия в канале общего шага, при которых может обеспечиваться точное слежение за эталонной вертикальной скоростью, ограничен и зависит от конкретного вертолета. Такие ограничения могут быть определены экспериментально.

При синтезе закона управления задающим воздействием в канале общего шага $X_{ош}$ будем считать, что в уравнении (6) $\varepsilon = 0$ на всем промежутке времени работы системы. Это позволяет устранить неопределенность в канале управления высотой и считать, что динамика управления вертикальной скоростью БПВ совпадает с динамикой эталонной модели.

Синтез закона управления САУ

Вертикальная скорость является первой производной по времени от абсолютной высоты

$$V_{yg}(p) = pH_a(p),$$

где p – переменная преобразования Лапласа. Закон формирования задающего воздействия в канале управления общим шагом несущего винта (5) будем в общем случае искать в виде

$$X_{ош}(p) = \frac{Q(p)}{R(p)} \Delta H, \quad (7)$$

где $Q(p)$ и $R(p)$ – степенные полиномы, подлежащие определению.

Структурная схема контура управления высотой с учетом (2), (3), (7) приведена на рис. 2.

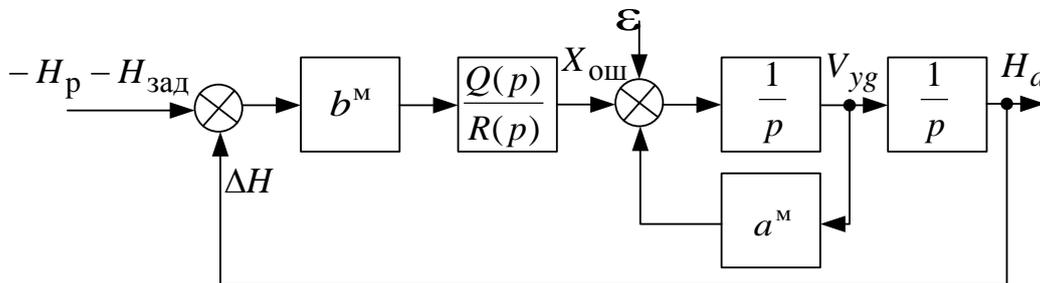


Рис. 2. Структурная схема контура управления высотой

В соответствии со структурной схемой передаточная функция от высоты рельефа к ошибке управления высотой имеет следующий вид

$$W_{\Delta H}^{H_p}(p) = \frac{p^2 R(p) - p a_m R(p)}{p^2 R(p) - p a_m R(p) - b^M Q(p)}. \quad (8)$$

В маловысотном полете нецелесообразно огибать мелкоструктурные высокочастотные колебания рельефа. Зададимся граничной частотой изменения рельефа, правее которой на колебания рельефа контур управления высотой должен быть настроен как фильтр высоких частот. При путевой скорости V_n частота изменения рельефа с одинаковым расстоянием D между вершинами будет определяться формулой

$$f = \frac{V_n}{D}.$$

Зададимся граничным значением частоты рельефа в 0,2 Гц. Это соответствует, например, при скорости 150 км/ч дальности между вершинами около 200 м, а при скорости 75 км/ч – около 100 м. На верхней части рис. 3 жирной линией показана желаемая АЧХ $W_{аж}(\omega)$ для переда-

точной функции (8). Поясним ее физический смысл. Низкочастотные колебания рельефа ($f < 2$ Гц) идеальная система управления должна огибать с нулевой ошибкой. Колебания же рельефа большей частоты не огибаются, то есть система на них не реагирует.

Если не ограничивать порядок степенных полиномов $Q(p)$ и $R(p)$, то к желаемой АЧХ можно приблизиться как угодно близко. Однако высокий порядок полиномов усложнит практическую реализацию закона управления.

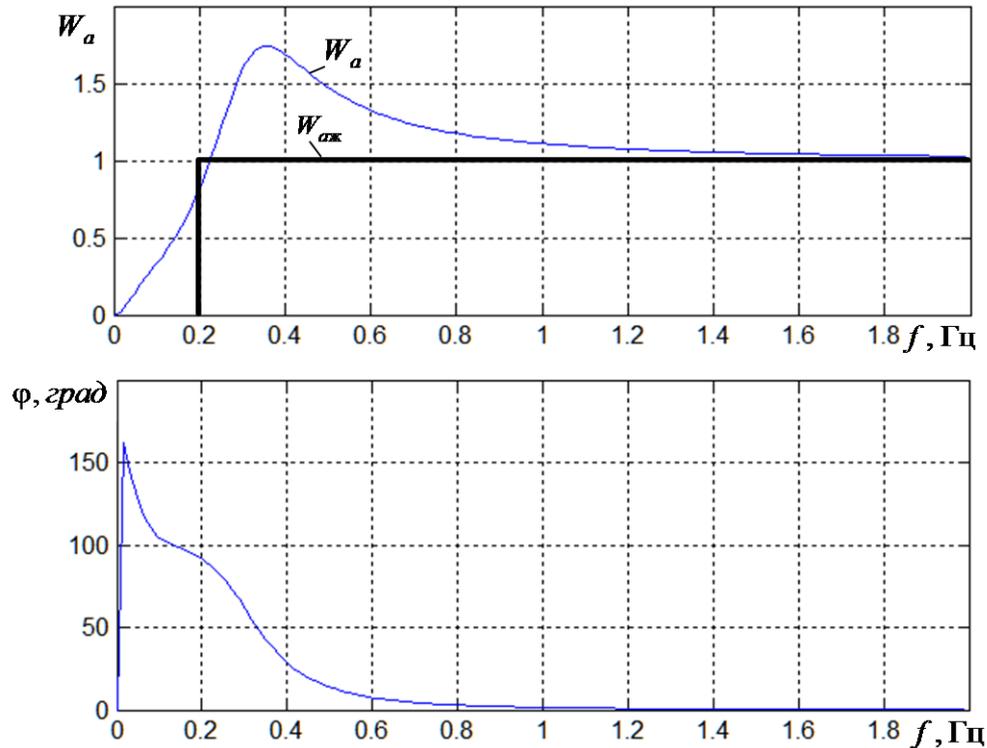


Рис. 3. Частотные характеристики для ошибки управления высотой

Рассмотрим закон управления ошибкой выдерживания высоты в виде ПИД-регулятора с предварительной фильтрацией всех сигналов с помощью апериодического звена с постоянной времени T

$$X_{\text{ом}}(p) = \left(\frac{k_1 p}{Tp+1} + \frac{k_2}{Tp+1} + \frac{k_3}{(Tp+1)p} \right) \Delta H = \frac{k_1 p^2 + k_2 p + k_3}{Tp^2 + p} \Delta H. \quad (9)$$

В этом случае передаточная функция (8) принимает следующий вид

$$W_{\Delta H}^{H_p}(p) = \frac{p^2 (Tp^2 + (1 - a^M T)p - a^M)}{Tp^4 + (1 - a^M T)p^3 + (-a^M - b^M k_1)p^2 - b^M k_2 p - b^M k_3}. \quad (10)$$

Требуется назначить коэффициенты T , k_1 , k_2 , k_3 в законе управления (9), а также параметры эталонной модели a^M и b^M для приближения частотной характеристики передаточной функции (10) к желаемому виду. Это было выполнено с помощью проектировщика фильтров Filter Designer системы Matlab. Следующим значениям параметров:

$$a^M = -1,0; b^M = 1; k_1 = -3,5; k_2 = -2,5; k_3 = -0,5; T = 0,85$$

соответствуют АЧХ W_a и фазочастотная характеристика φ , приведенные на рис. 4. Обеспечить более точное приближение к желаемой АЧХ при полиномах 4-го порядка передаточной функции (10) не удалось.

Результаты численных исследований

При проведении численных исследований в качестве объектов управления использовались модели нескольких вертолетов авиасимулятора X-Plane: Ми-24, Ми-28 и Ан-64. Данные модели являются закрытыми и для пользователя выступают в виде «черного ящика».

Для всех трех используемых моделей вертолетов точность и динамические характеристики управления при моделировании маловысотного полета практически одинаковы. Это объясняется наличием адаптивной СУУ, которая, «приспосабливаясь» к характеристикам вертолета, обеспечивает заданную в виде эталонной модели динамику управления высотой. При проведении численных исследований в X-Plane в качестве участка местности было выбрано предгорье Альп. В боковом канале вертолет выполнял змейку с кренами в 30 град. Результаты численных исследований для вертолета Ми-28 приведены на рис. 4.

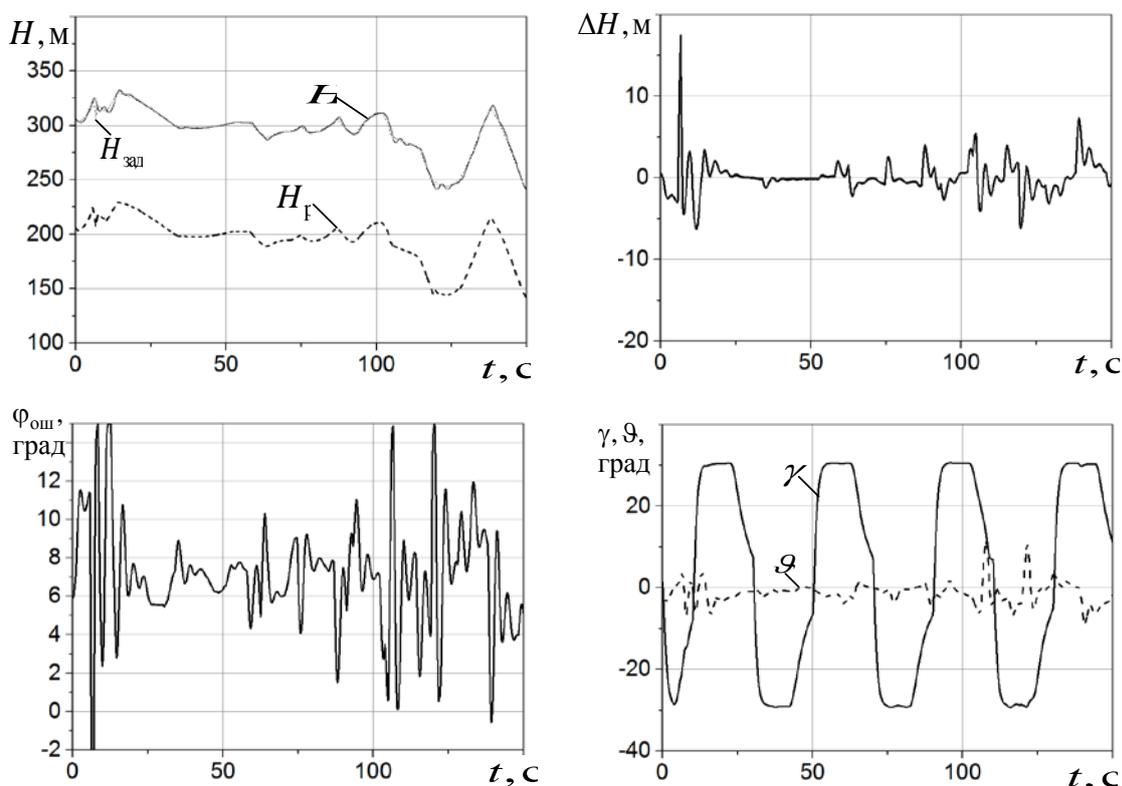


Рис. 4. Результаты численных исследований

Проведенные численные исследования подтверждают работоспособность и универсальность синтезированных законов управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Буков В.Н., Круглов С.П., Решетняк Е.П. Адаптируемость линейной динамической системы с идентификатором и эталонной моделью // *Автоматика и телемеханика*. 1994. № 3. С. 99-107.
2. Круглов С.П. Уточнение условий адаптируемости систем управления с идентификатором и эталонной моделью // *Автоматика и телемеханика*. 2002. № 12. С. 78-91.
3. Патент РФ 2191419. Адаптивная система управления с идентификатором и эталонной моделью / Бронников А.М., Круглов С.П., Максимов И.С., Сегедин Р.А. // Заявл. 05.02.2001. Оpubл. 20.10.2002.
4. Патент РФ 2192031. Адаптивная система управления с идентификатором и неявной эталонной моделью при временных задержках информации в системе управления / Бронников А.М., Круглов С.П., Максимов И.С. // Заявл. 05.02.2001. Оpubл. 27.10.2002.

5. **Льюнг Л.** *Идентификация систем. Теория для пользователя* / пер. с англ. / под ред. Я.З. Цыпкина. М.: Наука, 1991.

6. **Бронников А.М., Журавлев Д.А., Харьков В.П.** Адаптируемость системы управления с идентификатором и эталонной моделью без измерения производной вектора состояния // *Информационно-измерительные и управляющие системы*. 2011. Т. 9. № 1. С. 52-61.

7. **Бронников А.М., Каравашкина Е.О.** Высокоточный алгоритм управления маловысотным полетом беспилотного вертолета при пространственном маневрировании // *Известия Южного федерального университета. Технические науки*. 2013. № 3 (140). С. 169-176.

DESIGN OF THE LOW-LEVEL CONTROL SYSTEM IN LONGITUDINAL CHANNEL OF AN UNMANNED HELICOPTER

Bronnikov A.M., Karavashkina E.O., Kulabukhov V.S., Chekin A.Yu.

This paper describes the design of the collective pitch control law of an unmanned helicopter in low-level altitude mode. The novelty is using an adaptive inner-loop control with an identifier and a reference model, which automatically provides disturbance compensation in the altitude channel during roll and yaw arbitrary maneuvering. The outer-loop control provides radio altitude hold with desired gain-frequency characteristic of stabilization error.

Keywords: low-level flight, radio altitude hold, reference model, identifier, adaptive system, frequency-response method.

REFERENCES

1. **Bukov V.N., Kruglov S.P., Reshetnyak E.P.** Adaptiruyemost' lineynoy dinamicheskoy sistemy s identifikatorom i etalonnoy model'yu. *Avtomatika i telemekhanika*. 1994. № 3. Pp. 99-107. (In Russian).

2. **Kruglov S.P.** Utochneniye usloviy adaptiruyemosti sistem upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu. *Avtomatika i telemekhanika*. 2002. № 12. Pp. 78-91. (In Russian).

3. **Patent RF 2191419.** *Adaptivnaya sistema upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu*. Bronnikov A.M., Kruglov S.P., Maksimov I.S., Segedin R.A. Declared 05.02.2001. Published 20.10.2002. (In Russian).

4. **Patent RF 2192031.** *Adaptivnaya sistema upravleniya s identifikatorom i neyavnoy etalonnoy model'yu pri vremennykh zaderzhkakh informatsii v sisteme upravleniya*. Bronnikov A.M., Kruglov S.P., Maksimov I.S. Declared 05.02.2001. Published 27.10.2002. (In Russian).

5. **L'jung L.** *Identifikatsiya sistem. Teoriya dlya pol'zovatelya*. per. s angl. pod red. Ya.Z. Tsypkina. M.: Nauka. 1991. (In Russian).

6. **Bronnikov A.M., Zhuravlev D.A., Khar'kov V.P.** Adaptiruyemost' sistemy upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu bez izmereniya proizvodnoy vektora sostoyaniya. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy*. 2011. Т. 9. № 1. Pp. 52-61. (In Russian).

7. **Bronnikov A.M., Karavashkina E.O.** Vysokotochnyy algoritm upravleniya malovysotnym poletom bespilotnogo vertoleta pri prostranstvennom manevrirovanii. *Izvestiya Yuzhnogo federal'nogo universiteta. Tekhnicheskkiye nauki*. 2013. № 3 (140). Pp. 169-176. (In Russian).

Сведения об авторах

Бронников Андрей Михайлович, 1969 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (1991), доцент, доктор технических наук, заместитель главного конструктора ТН-17 ОАО МНПК «Авионика», автор более 100 научных работ, область научных интересов – адаптивное управление, автоматизация управления полетом ЛА, контроль технических систем, управление техническим состоянием бортового оборудования.

Каравашкина Елена Олеговна, окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана (2006), заместитель начальника патентного отдела ОАО МНПК «Авионика», автор 8 научных работ, область научных интересов – комплексные системы управления, беспилотные ЛА.

Кулабухов Владимир Сергеевич, 1956 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1978), ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1985), доцент, кандидат технических наук, главный конструктор ТН-17 ОАО МНПК «Авионика», автор более 200 научных работ, область научных интересов – автоматизация управления полетом ЛА, комплексные системы управления, системный анализ, пилотажно-навигационные комплексы, геоинформационные системы, авиационная эргономика.

Чекин Андрей Юрьевич, 1978 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (2000), кандидат технических наук, военнослужащий Военной академии РВСН им. Петра Великого, автор 18 научных работ, область научных интересов – адаптивное управление, автоматизация управления полетом ЛА, моделирование технических систем.

УДК 681.518.5

КОНТРОЛЬ И ПАРИРОВАНИЕ НАРУШЕНИЙ В ИНТЕГРИРОВАННЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ НА ОСНОВЕ КОМБИНИРОВАННЫХ КРИТЕРИЕВ СОГЛАСИЯ*

А.В. ЧЕРНОДАРОВ

Работа посвящена проблеме повышения достоверности, оперативности и глубины диагностирования интегрированных навигационных систем (ИНС). Предлагаемые решения проблемы опираются на декомпозицию диагностических моделей ИНС, применение комбинированных критериев согласия и обработку наблюдений в «прямом» и «обратном» времени. Приводятся результаты моделирования.

Ключевые слова: навигационная система, контроль, критерии согласия, парирование нарушений.

Введение

Современное состояние авиационного оборудования (АО) характеризуется внедрением навигационных комплексов (НК) нового поколения [1]. Ядром таких НК являются интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы (ИСНС) на базе квантово-оптических измерителей: лазерных и волоконно-оптических гироскопов. В настоящее время актуальной остается проблема повышения информационной надежности [2] ИСНС. Аналитические подходы к решению указанной проблемы опираются на применение диагностических моделей для обнаружения, парирования и предотвращения нарушений. Технология формирования таких моделей опирается на математическое описание функционирования эталонной (невозмущенной) и реальной (возмущенной) ИСНС, которым ставятся в соответствие идеальный $Y(t)$ и реальный $Y_p(t)$ векторы параметров состояния. Динамика изменения указанных векторов описывается следующими дифференциальными уравнениями:

$$\text{для идеальной ИСНС} \quad \dot{Y}(t) = F[Y(t)]; \quad (1)$$

$$\text{для реальной ИСНС} \quad \dot{Y}_p(t) = F[Y_p(t)] + G(t)\xi(t), \quad (2)$$

где $\xi(t) = [\xi_1(t) \dots \xi_r(t)]^T$ – вектор возмущений, действующих на ИСНС, характеризующийся ковариационной матрицей $M[\xi(t)\xi^T(t-\tau)] = Q(t)\delta(t-\tau)$; $\delta(t-\tau)$ – дельта-функция; $M[\dots]$ – оператор математического ожидания; $G(t)$ – матрица интенсивностей возмущений.

Параметры идеальной и реальной ИСНС связаны через уравнение ошибок

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + G(t)\xi(t), \quad (3)$$

где $x(t) = \Delta Y(t) = Y_p(t) - Y(t)$ – вектор ошибок ИСНС; $A(t) = \frac{\partial F[Y_p(t)]}{\partial Y}$ – матрица коэффициентов, характеризующих динамику изменения ошибок ИСНС.

Оценки $\hat{x}(t)$ ошибок ИСНС могут быть получены с помощью оптимального фильтра Калмана (ОФК) [3] путем обработки наблюдений

$$z(t) = h[Y_p(t)] - h[Y(t)]_{\text{двн}}, \quad (4)$$

где $h[Y(t)]_{\text{двн}}$ – измерение, сформированное датчиком внешней по отношению к ИСНС ин-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант № 14-08-01173.

формации (ДВИ), имеющее модель $h[Y(t)]_{\text{ДВИ}} = h[Y(t)] + \mathcal{G}(t)$; $\mathcal{G}(t)$ – вектор возмущений в канале измерений, имеющий ковариационную матрицу $M[\mathcal{G}(t)\mathcal{G}^T(t-\tau)] = R(t)\delta(t-\tau)$.

В ОФК взаимосвязь наблюдений (4) с ошибками динамической системы (ДС) учитывается через математическую модель

$$z(t) = H(t)x(t) + \mathcal{G}(t), \quad (5)$$

где $H(t) = \frac{\partial h[Y(t)]}{\partial Y}$ – матрица связи наблюдаемых параметров с вектором ошибок ИСНС.

Если спутниковую навигационную систему (СНС) рассматривать в качестве ДВИ для инерциальной, то схема ИСНС может быть представлена рис. 1, где АСК – автоматизированная система контроля; ПК – преобразователь координат; $\hat{}$ – символ оценки.

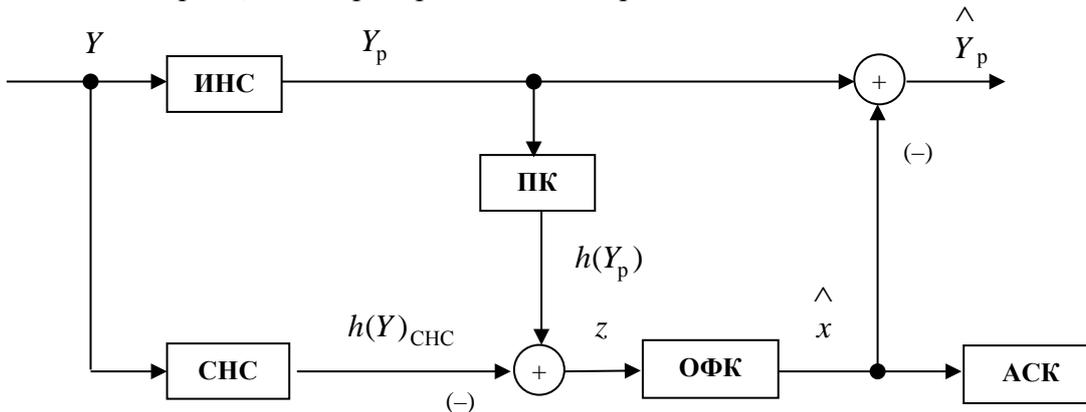


Рис. 1. Структурная схема интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы

Функционирование АСК может быть основано на оценивании ошибок ИНС. Однако в этом случае каждому множеству технических состояний ИНС необходимо будет ставить в соответствие свои уравнения вида (3). Кроме того, возникает задача согласования текущего состояния ИНС с соответствующей моделью из «банка» оценивающих фильтров [2; 3], что трудно реализуемо на практике. Поэтому алгоритмы контроля целесообразно строить на основе уравнений вида (3), настроенных на исправное состояние ИНС. С учетом этого могут быть сформированы диагностические параметры, которые должны отражать отклонение реального состояния ИНС от исправного.

Цель работы – повышение достоверности и глубины контроля ИСНС на основе комбинированных критериев согласия.

1. Контроль по критерию χ^2

Статистические свойства ОФК позволяют сформировать диагностические параметры на базе вектора невязок

$$v_i = z_i - H_i \Phi_i \hat{x}_{i-1} = [v_{1(i)} v_{2(i)} \dots v_{j(i)} \dots v_{l(i)}]^T, \quad (6)$$

где $z_i = z(t_i)$ – вектор наблюдений в i -й момент времени; Φ_i – переходная матрица для вектора ошибок ИНС, определяемая из решения дифференциального уравнения

$$\dot{\Phi}_i = A(t)\Phi(t, t_{i-1})$$

при $\Phi(t, t_{i-1}) = E$ – единичная матрица.

Известно [3; 4], что в ДС, модель ошибок которой настроена на исправное состояние, при отсутствии нарушений вектор невязок имеет гауссовское распределение с нулевым математи-

ческим ожиданием и ковариационной матрицей α_i , то есть

$$v_i \in N(0, \alpha_i). \quad (7)$$

Учитывая принцип ортогональности оптимальных оценок $M[e_i \mathcal{G}_i^T] = 0$, можно показать, что

$$\alpha_i = M[v_i v_i^T] = H_i \Phi_i P_{i-1} \Phi_i^T H_i^T + R_i, \quad (8)$$

где $P_i = M[e_i e_i^T]$; $e_i = x_i - \hat{x}_i$.

Применение традиционного ОФК предполагает одновременную обработку всех элементов вектора наблюдения z_i с учетом прогнозных значений оценок $\hat{x}_{i/i-1}$. Поэтому для контроля состояния ИНС необходимо было бы проверять, является ли вектор v_i l -мерной гауссовской последовательностью. Однако на практике решение данной задачи затруднительно. В связи с этим на базе вектора невязок формируют более компактные в вычислительном отношении диагностические параметры. Такие параметры опираются на вертку вектора невязок v_i и ковариационной матрицы α_i

$$J_i = v_i^T \alpha_i^{-1} v_i. \quad (9)$$

В квадратичной форме (9) элементы матрицы α_i рассматриваются как нормирующие коэффициенты, учитывающие информацию о требуемых статистических характеристиках ИНС.

Можно показать [4], что для вектора невязок v_i с гауссовским распределением квадратичная форма (9) имеет распределение χ^2 с l степенями свободы

$$J_i \in \chi^2(l, 2l), \quad (10)$$

то есть размерность вектора невязок l равна математическому ожиданию параметра J_i и половине его дисперсии.

Правильному функционированию ИНС можно поставить в соответствие область допустимых значений параметра J_i . Можно показать [5], что с доверительной вероятностью 0,98 необходимым условием принадлежности параметра J_i к распределению χ^2 является следующее

$$J_i \leq \gamma_l^2 = M[J_i] + 3\sqrt{D[J_i]} = l + 3\sqrt{2l}, \quad (11)$$

где $D[\dots]$ – оператор дисперсии.

Таким образом, величина γ_l^2 определяет область допустимых значений параметра J_i при правильном функционировании ДС. С учетом допуска γ_l^2 контроль ДС по обобщенному параметру на основе критерия χ^2 сводится к проверке следующих условий:

$$\begin{cases} \text{если } J_i \leq \gamma_l^2, \text{ то в ДС нет нарушений;} \\ \text{если } J_i > \gamma_l^2, \text{ то в ДС есть нарушения.} \end{cases} \quad (12)$$

Контроль по обобщенному параметру J_i позволяет оценить состояние ИНС в целом, без анализа, по какому из параметров вектора наблюдений наиболее вероятно произошло нарушение. На практике возникает необходимость оценки состояния ИНС по каждому из

элементов вектора z_i , то есть выполнить диагностирование ИНС с глубиной до наблюдаемого параметра.

2. Диагностирование по критерию χ^2

Задача диагностирования может быть решена, если ошибки наблюдений статистически независимы, то есть матрица R_i в соотношении (8) является диагональной. Если наблюдения взаимно коррелированы, то выполняется их предварительная декомпозиция [5]. С учетом этого представляется возможным выполнять поканальную (поэлементную) обработку вектора наблюдений (6) и анализировать состояние каждого из l измерительных каналов. Например, для контроля j -го измерительного канала может быть использована нормированная невязка $\beta_j = v_j / \alpha_j$, где α_j – параметр масштаба; $j = \overline{1, l}$. При обработке наблюдений в «прямом» времени невязка v_j представляет собой разность $v_j = z_j - \hat{z}_j$ между реальным z_j и прогнозируемым $\hat{z}_j = H_j \hat{m}_j$ значениями наблюдений, где m_j , $\hat{x}_{i/i}$ – оценки вектора ошибок ДС x_i на i -м шаге после обработки соответственно j -го элемента и всего вектора наблюдений z_i ; H_j – вектор-строка коэффициентов связи. Статистические свойства параметра β_j^2 могут быть использованы для построения решающих правил. Для него по аналогии с обобщенным параметром (9) при $l=1$ может быть сформировано необходимое условие правильного функционирования ИНС по каждому из каналов наблюдений, а именно

$$\beta_j^2 \in \chi^2(1, 2) \quad (13)$$

или по правилу 3σ для квантиля $a(1) = 0,02$

$$\beta_j^2 \leq \gamma_1^2 = M[\beta_j^2] + 3\sqrt{D[\beta_j^2]} = 1 + 3\sqrt{2} \cong 5,2. \quad (14)$$

С учетом допуска γ_1^2 диагностирование по критерию χ^2 сводится к следующим проверкам:

$$\begin{cases} \text{если } \beta_j^2 \leq \gamma_1^2, \text{ то в ДС по } j\text{-му каналу наблюдений нет нарушений;} \\ \text{если } \beta_j^2 > \gamma_1^2, \text{ то в ДС по } j\text{-му каналу наблюдений есть нарушения.} \end{cases} \quad (15)$$

3. Диагностирование по критерию \mathcal{G}^2

Применение критерия χ^2 позволяет обнаруживать текущие нарушения в ДС. На практике возникает также необходимость анализировать информацию о функционировании ДС за определенный период времени. На основе ретроспективных данных могут определяться соответствующие диагностические параметры. Технология последовательной обработки наблюдений позволяет формировать такие параметры по выборке невязок на скользящем временном интервале. Для этого могут быть использованы эргодические свойства ОФК, априорно настроенного на правильное функционирование ИНС. Такими параметрами являются дисперсии невязок в каждом из l каналов наблюдений. Прогнозируемое значение дисперсии α_j в j -м канале наблюдений в i -й момент времени определяется по соотношению (8),

$$\text{а ее оценка } \hat{\alpha}_{j(i)} \text{ – по реальной выборке невязок } \hat{\alpha}_{j(i)} = \frac{1}{N-1} \sum_{k=i-N+1}^i [v_{j(k)} - \bar{v}_{j(i)}]^2; \quad j = \overline{1, l},$$

где $v_{j(i)} = \frac{1}{N} \sum_{k=i-N+1}^i v_{j(k)}$ – оценка математического ожидания невязки в j -м канале наблюдений в i -й момент времени; N – количество отсчетов на скользящем интервале $T = [t_{i-N+1}, t_i]$.

В качестве параметра, характеризующего состояние ДС на временном интервале T , может быть принято отношение реальной $\hat{\alpha}_j$ и прогнозируемой α_j дисперсий

$$F_j = \hat{\alpha}_j / \alpha_j. \quad (16)$$

Известно [5], что при выполнении условия (7) параметр (16) имеет распределение \mathcal{F}^2 , а именно

$$F_j \in \mathcal{F}^2(a, b), \quad (17)$$

где $a = N / (N - 2)$; $b = 4N(N - 1) / [(N - 2)^2(N - 4)]$.

Используя правило 3σ , условие (17) может быть представлено в виде

$$F_j \leq \eta_1^2 = M[F_j] + 3\sqrt{D[F_j]} = a + 3\sqrt{b}. \quad (18)$$

С учетом допуска η_1^2 технология поканального контроля ДС по критерию \mathcal{F}^2 имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{если } F_j \leq \eta_1^2, \text{ то в ДС по } j\text{-му каналу наблюдений на интервале } T \text{ не было нарушений;} \\ \text{если } F_j > \eta_1^2, \text{ то в ДС по } j\text{-му каналу наблюдений на интервале } T \text{ были нарушения.} \end{array} \right. \quad (19)$$

Процедура (19) дополняет проверку (15) для повышения достоверности диагностирования.

4. Диагностирование по комбинированному критерию χ^2 / \mathcal{F}^2

При реализации процедур диагностирования ИНС возникает задача обнаружения кратковременных сбоев на фоне отказов. При различении таких нарушений представляется возможным парировать случайные сбои, не отключая ИНС. Решение указанной задачи может быть основано на комплексировании критериев χ^2 и \mathcal{F}^2 . Действительно, диагностирование по критерию χ^2 позволяет обнаруживать как сбои, так и отказы. Диагностический параметр F_j , формируемый по критерию \mathcal{F}^2 , определяется по множеству невязок V_j на скользящем временном интервале. Сбойные сигналы, используемые для вычисления такого параметра, усредняются и несущественно влияют на результаты диагностирования по критерию \mathcal{F}^2 . В то же время постепенные и внезапные отказы, характеризующиеся постоянными смещениями невязок относительно их номинальных значений, приводят к отклонению параметра F_j от допуска. Поэтому, если нарушения выявляются по обоим критериям, то в j -м канале наблюдений наиболее вероятно произошел отказ, если только по критерию χ^2 – то сбой. Парирование нарушений сводится к следующему. При отсутствии разладки невязка v_j обрабатывается ОФК, парирование отказа осуществляется путём подключения резервного канала, а парирова-

ние кратковременного сбоя – путём адаптивно-робастной фильтрации (АРФ) невязок с использованием функции влияния $\psi(\beta)$. Указанная функция определяет уровень доверия к поступающим измерениям. В работе [5] предложены и обоснованы следующие значения функции $\psi(\beta)$, учитывающие априорные предположения о законах распределений полезного сигнала и помехи:

$$\psi_g(\beta_j) = \beta_j; \quad \psi'_g(\beta_j) = 1 - \text{для кондционных невязок } 0 \leq \beta_j \leq 3 \text{ (ОФК);}$$

$$\psi_l(\beta_j) = |1|; \quad \psi'_l(\beta_j) = 0 - \text{для аномальных невязок } \beta_j > 6 \text{ (АРФ);}$$

$$\psi_{lg}(\beta_j) = \beta_j/3; \quad \psi'_{lg}(\beta_j) = 1/3 - \text{для невязок с неопределенностью } 3 < \beta_j \leq 6 \text{ (АРФ).}$$

Приведенные процедуры позволяют выполнить диагностирование ИНС с глубиной до элемента вектора невязок v_i . В то же время на практике возникает необходимость обнаруживать нарушения по каждому элементу вектора состояния ИНС.

5. Диагностирование динамических систем на основе обработки данных в «прямом» и «обратном» времени

Диагностирование ИНС с глубиной до элементов вектора состояния (ВС) может быть выполнено на основе совместной обработки сигналов наблюдений в «прямом» (фильтрация) и «обратном» (сглаживание) времени. Обобщённые параметры, реагирующие на разладку оценок ВС, конструктивно входят в следующую квадратичную форму

$$J_i = v_{i/N}^T \Delta P_i^{-1} v_{i/N}, \quad (20)$$

где $v_{i/N} = \delta_{f(i)} - \delta_{s(i)} = \Phi_{i+1}^{-1} \hat{x}_{i+1/N} - \hat{x}_{i/i}$; $\delta_{f(i)} = x_i - \hat{x}_{i/i}$; $\Delta P_i = P_{i/i} + \Phi_{i/N}^{-1} P_{i+1/N} \Phi^{-T}_{i/N}$; $\hat{x}_{i/i}, \hat{x}_{i/N}$ – оценки ВС x_i в i -й момент времени по i наблюдениям, полученные соответственно на этапах фильтрации и сглаживания; $P_{i/i}, P_{i/N}$ – ковариационные матрицы данных оценок; $\Phi_{i/N}$ – переходная матрица для ВС; $\Phi^{-T} = (\Phi^{-1})^T$.

Устойчивое сглаживание ($|\delta| < 3\sigma$), отражающее исправное состояние ДС, характеризуется следующими распределениями невязки $v_{i/N}$ и квадратичной формы J_i :

$$v_{i/N} \in N(0; \Delta P_i); \quad J_i \in \chi^2(n; 2n),$$

где n – размерность ВС.

С учетом статистических свойств распределения χ^2 и правила 3σ могут быть сформированы необходимые условия исправного состояния (отсутствие сбоев и отказов) ДС в целом $J_i \leq n + 3\sqrt{2n}$ и j -го элемента ВС в частности

$$J_{i(j)} = J_{i(j-1)} + \vartheta_{i/N(j)}^2 / \Delta D_{i(j)} \leq \gamma_j^2 = j + 3\sqrt{2j}, \quad (21)$$

где $\vartheta_{i/N} = \Delta U_i^{-1} v_{i/N}$; $\Delta U_i^{-1}; \Delta D_i^{-1}$ – соответственно верхняя треугольная с единичной диагональю и диагональная матрицы, получаемые путем ортогонального преобразования

$$\Delta P_i^{-1} = \Delta U_i^{-T} \Delta D_i^{-1} \Delta U_i^{-1}, \quad (22)$$

где $\Delta D_{i(j)}^{-1}$ – j -й элемент диагональной матрицы ΔD_i^{-1} .

С учетом разложения (22) и свойств статистики Фишера [5] $F_j = \frac{\hat{\alpha}_{(i/j)}}{\Delta D_{(i/j)}} \in \mathcal{G}^2(a, b)$ может быть сформировано необходимое условие работоспособного состояния (отсутствие отказов) ИНС по j -му элементу ВС $F_j \leq \eta_j^2 = a + 3\sqrt{b}$, где $\hat{\alpha}_{(i/j)}$ – оценка дисперсии невязки $\mathcal{V}_{i/N(j)}$ на скользящем временном интервале.

6. Анализ результатов исследований

В качестве объекта контроля рассматривается одноканальная ИНС [5]. В такой ИНС моделируется маятник Шулера системой “гироскоп-акселерометр” (Г-А). В Г-А системе обеспечивается инвариантность моделируемой вертикали к движению основания акселерометра относительно Земли при вычислении скорости и угловой координаты (например, географической широты φ). Для этого на датчик момента гироскопа подается сигнал, пропорциональный угловой скорости перемещения ИНС относительно земной поверхности $\dot{\varphi} = V/R$.

При наблюдении вектора ошибок такой системы $x(t) = [\Delta V \ \delta \ \Delta a \ \Delta \omega]^T$ по сигналам скорости $z(t) = V_{\text{ИНС}}(t) - V_{\text{СНС}}(t)$ параметры уравнений (3), (5) будут иметь вид:

$$H(t) = [1 \ 0 \ 0 \ 0];$$

$$A(t) = \begin{bmatrix} 0 & -g & 1 & 0 \\ 1/R & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1/\tau_a & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/\tau_\omega \end{bmatrix}; \quad G(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_a \sqrt{2/\tau_a} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_\omega \sqrt{2/\tau_\omega} \end{bmatrix},$$

где R – величина радиус-вектора местоположения Г-А системы; g – ускорение силы тяжести; δ – ошибка определения вертикали; ΔV – ошибка счисления скорости; Δa – ошибка акселерометра; $\Delta \omega$ – дрейф гироскопа; τ_a, τ_ω – соответственно время корреляции ошибки акселерометра и дрейфа гироскопа; σ_a, σ_ω – среднеквадратические значения ошибок соответственно акселерометра и гироскопа. На рис. 2, 3 представлены характерные результаты исследований. Имитировался отказ акселерометра на 500-й секунде. Такой отказ косвенно проявляется в канале наблюдения скорости, когда обобщенный параметр β_V^2 превышает допуск. При обработке зарегистрированных оценок и диагностировании по правилу (21) определяется, какой из чувствительных элементов ИНС: акселерометр или гироскоп, наиболее вероятно привел к нарушению. На рис. 2, 3 показана динамика изменения оценок смещения сигнала акселерометра a_x и дрейфа гироскопа ω_x при обработке наблюдений скорости в «прямом» времени и уточнении указанных оценок в «обратном» времени. При диагностировании по зарегистрированным данным отказавший акселерометр локализуется при превышении допусков обобщенными параметрами J_{Sa_j} (критерий χ^2) и F_{Sa_j} (критерий \mathcal{G}^2).

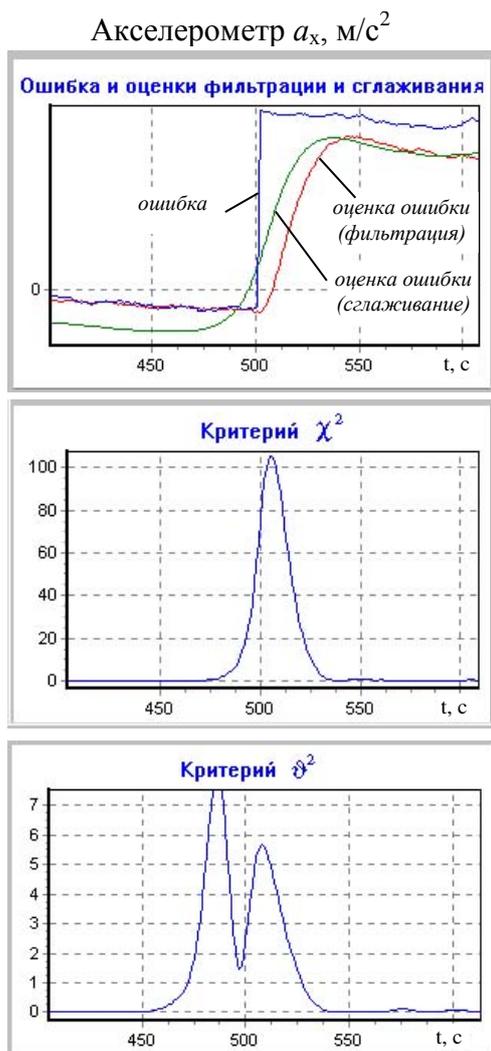


Рис. 2. Оценки ошибки акселерометра

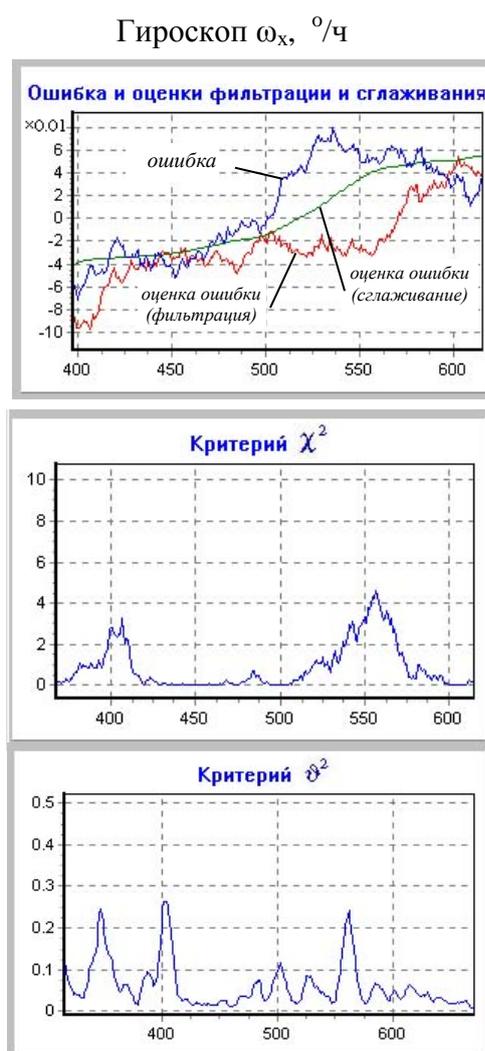


Рис. 3. Оценки дрейфа гироскопа

Заключение

Можно также видеть, что отказ акселерометра несущественно повлиял на изменение параметров $J_{S\omega_j}$ и $F_{S\omega_j}$, характеризующих состояние гироскопа ω_x . Таким образом, комбинированная обработка наблюдений в «прямом» и «обратном» времени позволяет решать задачи диагностирования с глубиной до элемента вектора состояния ИНС.

Представленная технология диагностирования позволяет: обнаруживать нарушения в наблюдаемых динамических системах АО с глубиной до элемента вектора состояния на основе совместных процедур оптимальной фильтрации и сглаживания экспериментальных данных; повышать достоверность и оперативность обнаружения нарушений путем анализа обобщенных параметров состояния по комбинированным критериям согласия; селективировать и парировать кратковременные сбои на фоне отказов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Веремеенко К.К., Кошелев Б.В., Соловьев Ю.А. Анализ состояния разработок интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем // *Новости навигации*. 2010. № 4. С. 32-41.

2. **Дмитриев С.П., Колесов Н.В., Осипов А.В.** Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем. СПб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 2003.
3. **Бабич О.А.** Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991.
4. **Gertler J.J.** *Fault Detection and Diagnosis in Engineering Systems*. N.Y.: Marcel Dekker, 1998.
5. **Колодежный Л.П., Чернодаров А.В.** Надежность и техническая диагностика. М.: Военно-воздушная академия им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, 2010.
6. **Королюк В.С., Портенко Н.И., Скороход А.В., Турбин А.Ф.** Справочник по теории вероятностей и математической статистике. М.: Наука, ГРФМЛ, 1985.

MONITORING AND COUNTERACTION AGAINST FAULTS IN INTEGRATED NAVIGATION SYSTEMS BY THE USE OF COMBINED GOODNESS-OF-FIT TESTS

Chernodarov A.V.

This paper is devoted to the problem of increasing the diagnosis confidence, diagnosis operativeness, and diagnosis depth in observable dynamical systems (DSs). The proposed solution of the above problem relies on the decomposition of DS diagnostic models, on the application of combined goodness-of-fit tests, and on the processing of observations in “forward” and “backward” time. The results of modelling are given.

Keywords: navigation system, control, diagnostics, parry violations criteria consent.

REFERENCES

1. **Veremeyenko K.K., Koshelev B.V., Solov'yev Yu.A.** Analiz sostoyaniya razrabotok integrirovannykh inertial'no-sputnikovykh navigatsionnykh sistem. *Novosti navigatsii*. 2010. № 4. Pp. 32-41. (In Russian).
2. **Dmitriyev S.P., Kolesov N.V., Osipov A.V.** *Informatsionnaya nadezhnost', kontrol' i diagnostika navigatsionnykh sistem*. SPb.: GNTS RF – TSNII «Elektropribor». 2003. (In Russian).
3. **Babich O.A.** *Obrabotka informatsii v navigatsionnykh kompleksakh*. M.: Mashinostroyeniye. 1991. (In Russian).
4. **Gertler J.J.** *Fault Detection and Diagnosis in Engineering Systems*. N.Y.: Marcel Dekker. 1998.
5. **Kolodezhnyy L.P., Chernodarov A.V.** *Nadezhnost' i tekhnicheskaya diagnostika*. M.: Voenno-vozdushnaya akademiya im. N.Ye. Zhukovskogo i Yu.A. Gagarina. 2010. (In Russian).
6. **Korolyuk V.S., Portenko N.I., Skorokhod A.V., Turbin A.F.** *Spravochnik po teorii veroyatnostey i matematicheskoy statistike*. M.: Nauka, GRFML. 1985. (In Russian).

Сведения об авторе

Чернодаров Александр Владимирович, 1951 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1973), доцент, доктор технических наук, действительный член Академии навигации и управления движением, главный научный сотрудник ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», профессор филиала «Стрела» МАИ, автор более 120 научных работ, область научных интересов – оценивание состояния, идентификация и диагностика авиационного оборудования.

УДК 621.313.32

УПРАВЛЯЕМЫЙ ДРОССЕЛЬ-ТРАНСФОРМАТОР В СТРУКТУРЕ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА ПОСТОЯННОЙ ЧАСТОТЫ

С.В. МИШИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

В статье кратко описана конструкция управляемого дроссель-трансформаторного регулятора. Представлена электрическая схема и результаты его лабораторных испытаний в виде характеристик холостого хода, короткого замыкания и рабочих характеристик. Обоснована целесообразность применения такого устройства в электромеханической системе генерирования переменного тока постоянной частоты.

Ключевые слова: привод-генераторный агрегат, электромеханическая система генерирования, переменный ток постоянной частоты, управляемый дроссель-трансформатор, подмагничивание магнитопровода.

В силу получившей развитие концепции «полностью электрического самолета» и известных недостатков турбомеханических и гидромеханических привод-генераторных агрегатов (ПГА) представляет интерес исследование электромеханического ПГА как перспективного источника электроэнергии переменного тока постоянной частоты. Учитывая, что анализ режимов работы и характеристик ряда модификаций электромеханических ПГА уже рассмотрен в научно-технической литературе [1; 2; 3], целью данной работы является освещение принципиально новых моментов теории дифференциального асинхронно-синхронного ПГА с дроссель-трансформаторным регулятором.

Принципиальную новизну в рассматриваемой схеме дифференциального асинхронно-синхронного ПГА (рис. 1) представляет управляемый дроссель-трансформатор (УДТ) – статическое электромагнитное устройство, реализующее комбинированный принцип регулирования напряжением питания асинхронной машины агрегата (рис. 2).

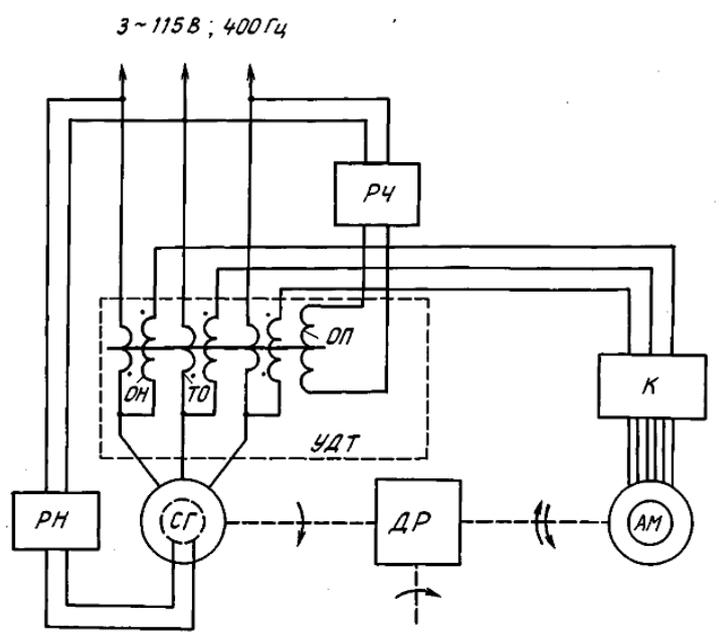


Рис. 1. Принципиальная электрическая схема дифференциального асинхронно-синхронного привод-генераторного агрегата с управляемым дроссель-трансформаторным регулятором

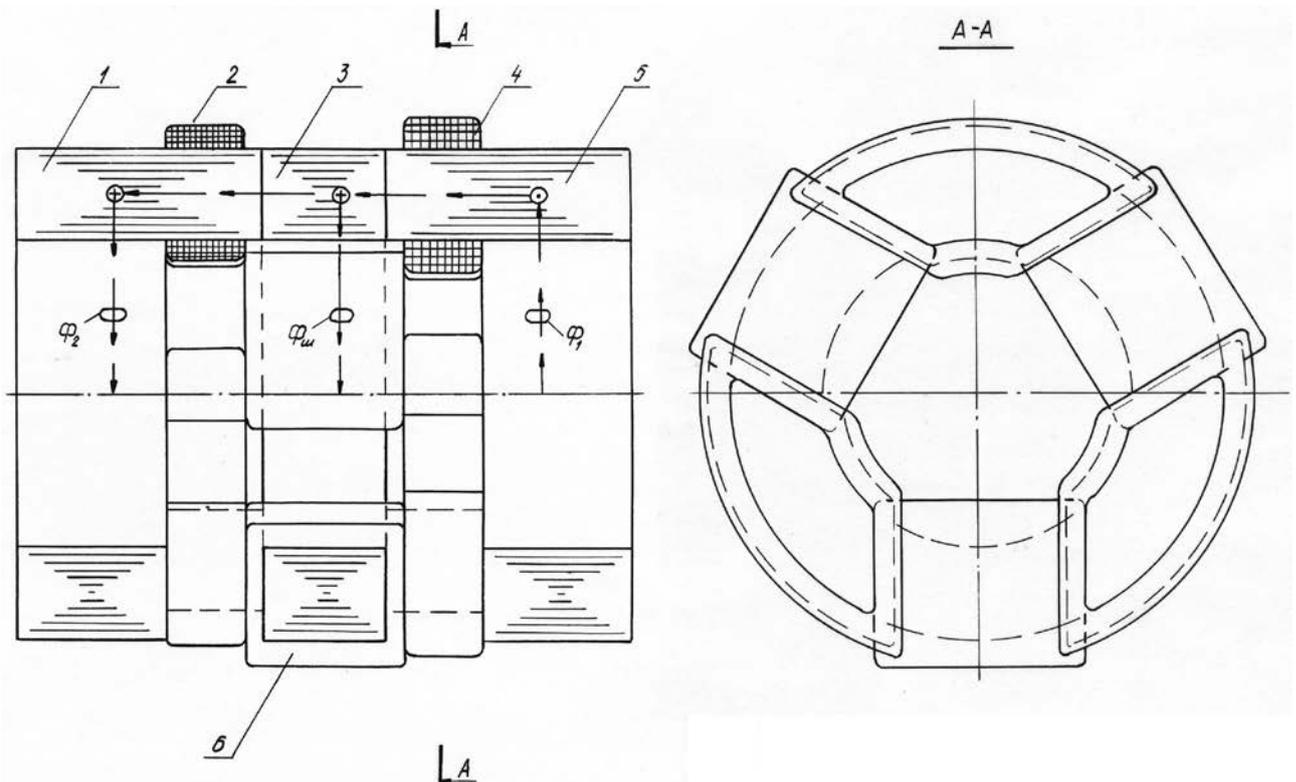


Рис. 2. Конструктивный чертеж управляемого дроссель-трансформатора:

1 – ярмо токовой обмотки составного магнитопровода, имеющее прямоугольные открытые пазы на правом торце; 2 – катушка трехфазной токовой обмотки; 3 – витой полый цилиндр, выполняющий роль магнитного шунта; 4 – катушка трехфазной обмотки напряжения; 5 – ярмо обмотки напряжения составного магнитопровода, имеющее прямоугольные открытые пазы на левом торце; 6 – катушка тороидальной обмотки подмагничивания шунта

Как видно на рис. 2, все элементы магнитопровода УДТ выполняются витыми из ленточной трансформаторной стали и имеют одинаковые наружные и внутренние диаметры, числа и размеры пазов на соприкасающихся торцевых поверхностях. Радиальные прямоугольные пазы на торцах опытного образца УДТ были выполнены путем фрезерования. При серийном производстве таких магнитопроводов возможно совмещение выштамповывания пазов и процесса навивки. Такая технология изготовления позволит существенно снизить потери электротехнической стали в виде отходов по сравнению с изготовлением шихтованных из отдельных листов магнитопроводов электрических машин.

Катушки токовой и обмотки напряжения располагаются на зубцах соответствующих ярем, обмотка подмагничивания – на магнитном шунте (рис. 2).

Электрическое соединение обмоток УДТ выполняется в соответствии со схемой, изображенной на рис. 1: токовая обмотка (ТО) включается на выход синхронного генератора (СГ) последовательно с электрической нагрузкой, обмотка напряжения (ОН) – последовательно в цепь рабочей обмотки асинхронной машины (АМ). Между собой одноименные катушки ТО и ОН соединяются таким образом, чтобы их магнитодвижущие силы (МДС) были сдвинуты по фазе на угол, близкий к 180° . Путь прохождения средних линий вращающегося магнитного поля, создаваемого МДС рабочих обмоток УДТ, показан пунктирной линией со стрелками (рис. 2).

Увеличение тока в ТО УДТ до определенной величины ведет к ослаблению суммарного магнитного потока, а следовательно, и противоэдс в ОН. Это обуславливает

пропорциональное (зависящее от соотношения токов в рабочих обмотках УДТ и чисел их витков) увеличение напряжения на ее выходе. Дальнейший же рост тока в ТО приводит к преобладанию ее МДС над МДС ОН, то есть изменению знака противоэДС, а значит, и росту выходного напряжения ОН над его входным значением. Далее по тексту этот режим будем называть «вольтодобавкой».

Однако компаундирование не может обеспечить точную реализацию требуемого закона изменения напряжения на выходе ОН УДТ. Добиться этого позволит изменение тока в обмотке подмагничивания УДТ. Так, например, при увеличении тока подмагничивания происходит рост магнитного сопротивления шунта и вытеснение магнитного потока в ярмо обмотки напряжения, то есть возрастает коэффициент магнитной связи рабочих обмоток УДТ. При уменьшении тока подмагничивания картина меняется на противоположную. Таким образом, обеспечивается точная реализация закона изменения напряжения на выходе ОН УДТ в функции величины и характера тока нагрузки.

Основные размеры и параметры исследуемого макета УДТ представлены в табл. 1.

Таблица 1

Наименование параметра (размера)	Значение и характеристика
Наружный диаметр магнитопровода, мм	128,0
Внутренний диаметр магнитопровода, мм	80,0
Ширина паза, мм	52,0
Высота зубца, мм	24,5
Высота ярма, мм	38,5
Высота магнитного шунта, мм	31,5
Длина средней линии кольцевого магнитопровода, мм	327,0
Число зубцов ярма	3
Число витков катушки ОП	78
Число витков катушки ОН	20
Число витков катушки ТО	12
Материал магнитопровода	Ленточная электротехническая сталь толщиной 0,2 мм
Воздушный зазор	Минимальный по технологическим условиям
Тип и размеры провода ОН и ТО, мм	ПЭВ-2 1,0×2,63
Тип и диаметр провода ОП, мм	ПЭВ-2 1,2
Омическое сопротивление катушки ОН при 20°C, Ом	0,052
Омическое сопротивление катушки ТО при 20°C, Ом	0,04

Экспериментальные исследования макетного образца УДТ проводились по электрической схеме, представленной на рис. 3. Первоначально рассматривались характеристики холостого хода УДТ при отключенной нагрузке в цепи ТО (выключатель SA1 разомкнут) и питании обмотки подмагничивания от внешнего источника постоянного тока напряжением 30В (рис. 4).

Из рассмотрения приведенных на рис. 4 характеристик хорошо видно, что при подмагничивании магнитного шунта постоянным током (I_{II}) уменьшается величина падения напряжения на фазах ОН (ΔU_{Φ}^{DP}) и пропорционально возрастает их выходное напряжение (U_{Φ}^{OH}). Это объясняется тем, что при подмагничивании шунта происходит вытеснение из него рабочего магнитного потока в токовое ярмо. Поэтому возрастает суммарная длина магнитных силовых линий и магнитное сопротивление этому потоку, обуславливающее его ослабление. Как результат – представленные на рис. 4 закономерности. Кроме того,

насыщение магнитного шунта вызывает увеличение реактивного тока и пропорциональное снижение коэффициента мощности ОН ($\cos\varphi_{OH}$).

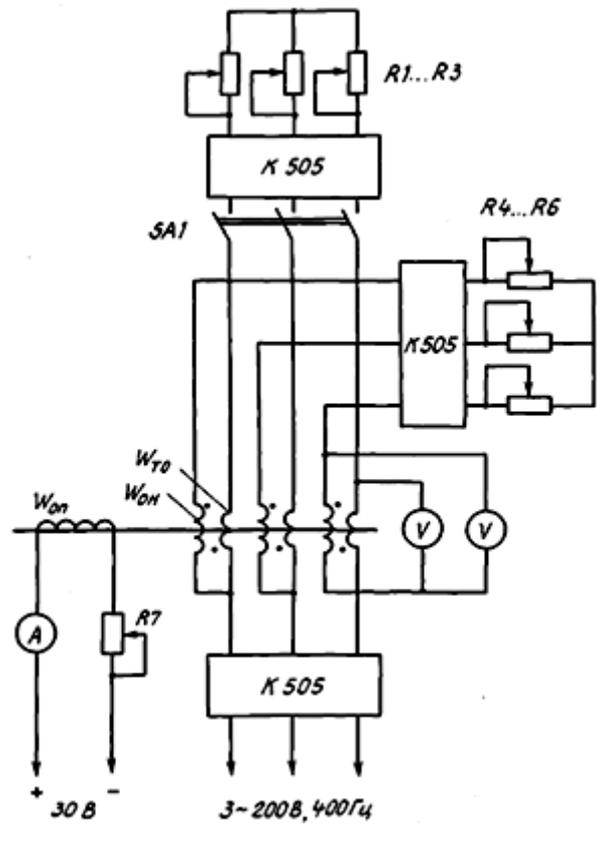


Рис. 3. Электрическая схема для проведения исследований УДТ

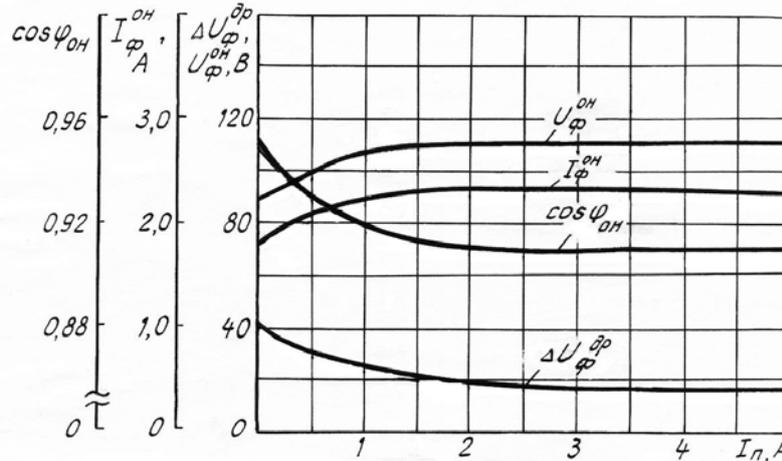


Рис. 4. Результаты исследования УДТ на холостом ходу

На рис. 5 приведены характеристики короткого замыкания УДТ (при замкнутых накоротко фазах ТО) в функции тока подмагничивания. Полученные результаты могут быть полезны при разработке и построении схемы замещения исследуемого устройства.

На заключительном этапе исследований было получено семейство рабочих характеристик УДТ – зависимостей падения напряжения на его фазах ΔU_{φ}^{DP} и напряжения на его выходе U_{φ}^{OH} в функции сопротивления нагрузки на выходе обмотки напряжения R_{φ}^{OH} (рис. 6). Исследования

проводились при фиксированных значениях тока подмагничивания и тока в цепи токовой обмотки. Анализ этих характеристик позволяет выявить закономерность: увеличение тока подмагничивания вызывает пропорциональный рост коэффициента магнитной связи рабочих обмоток УДТ (происходит вытеснение магнитного потока из шунта в рабочие ярма) таким образом, что выходное напряжение ОН по мере увеличения тока нагрузки постепенно возрастает и при соотношении МДС ТО и ОН $F_{ТО}/F_{ОН} \approx 1,1$ УДТ переходит в режим «вольтодобавки». В этом случае рабочий магнитный поток меняет свой знак на противоположный (аналогично ведет себя и падение напряжения на ОН).

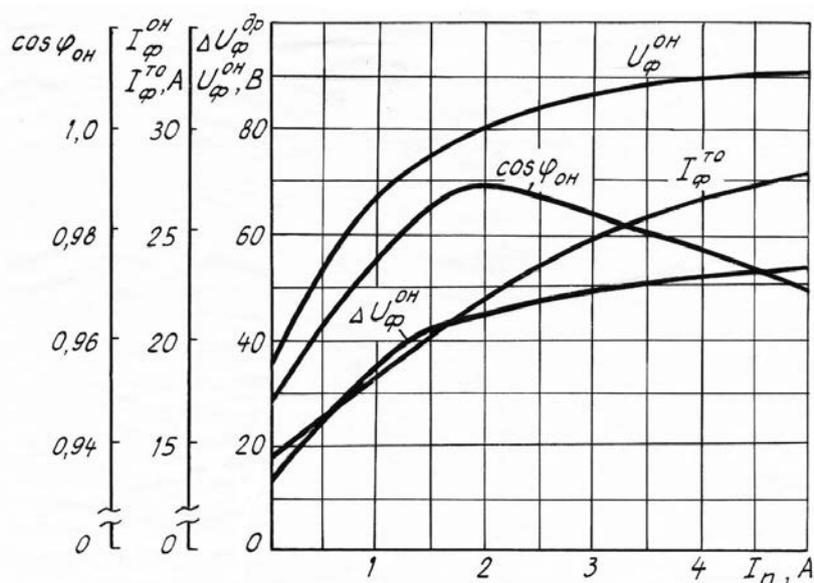


Рис. 5. Результаты исследования УДТ в режиме короткого замыкания

Подобное двухзонное регулирование позволяет существенно расширить диапазон изменения напряжения на выходе ОН. Так в экспериментальном макете, несмотря на неоптимальный выбор геометрии магнитопровода УДТ и соотношения чисел витков ОН и ТО, этот диапазон достигает $U_{\varphi \text{ МАКС}}^{ОН} / U_{\varphi \text{ МАКС}}^{ОН} \approx 2$.

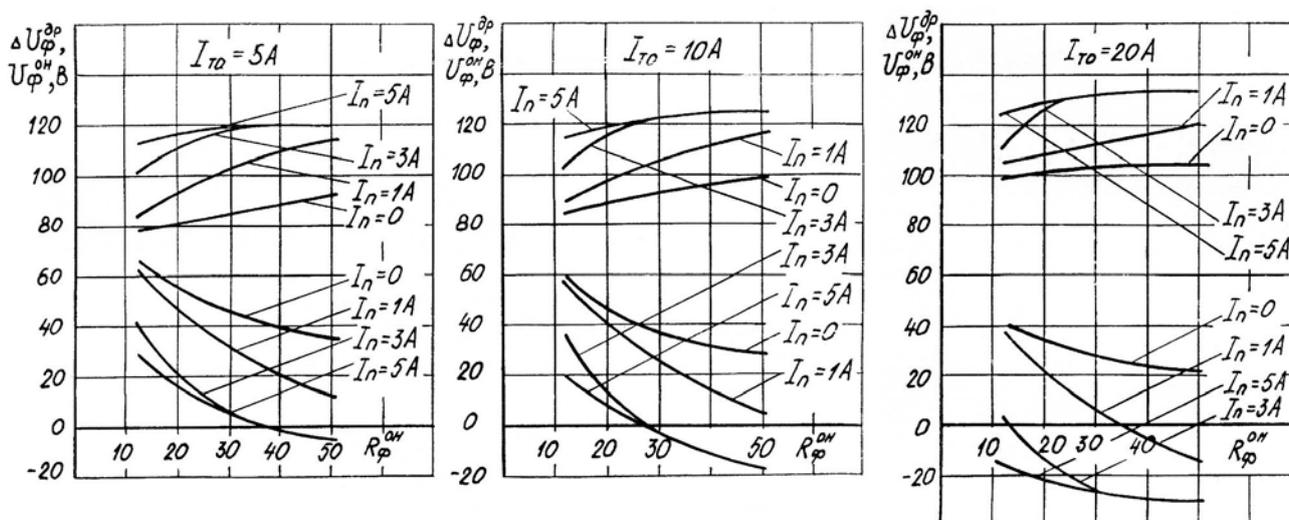


Рис. 6. Результаты исследования УДТ под нагрузкой

Представленный в работе управляемый дроссель-трансформатор при его использовании в структуре электромеханического ПГА позволяет сохранить работоспособность агрегата даже в случае возникновения трехфазного короткого замыкания на зажимах генератора. В этом случае необходимый уровень напряжения на асинхронную машину будет подаваться за счет наличия магнитной связи между его рабочими обмотками.

Данные, полученные в результате исследований лабораторного макета УДТ, количественно подтверждают принципиальную справедливость всех положений, описывающих принцип действия УДТ и обоснованность его выбора в качестве регулятора в схеме дифференциального асинхронно-синхронного ПГА.

Методика разработки математической модели с целью более глубокого и подробного исследования подобного электромагнитного устройства была рассмотрена ранее [4].

ЛИТЕРАТУРА

1. Красношопка М.М. *Генераторы переменного тока стабильной и регулируемой частоты*. Киев: Техника, 1974. 168 с.
2. Мишин С.В., Голованов И.Г. Проблемы генерирования электрической энергии переменного тока постоянной частоты на современных воздушных судах // *Научный Вестник МГТУ ГА, серия Авионика и электротехника*. 2007. № 115. С. 132-135.
3. Мишин С.В., Мишина И.В. Особенности рабочих процессов в системах генерирования переменного тока постоянной частоты // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2012. № 185. С. 138-145.
4. Мишин С.В., Мишина И.В. Математическое моделирование управляемого трансформатора с вращающимся магнитным полем // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2008. № 126. С. 87-91.

THE CONTROLLED CHOKE TRANSFORMER IN THE STRUCTURE OF THE ELECTROMECHANICAL SYSTEM FOR GENERATING ALTERNATING CURRENT OF FIXED FREQUENCY

Mishin S.V.

This article briefly describes the design of controlled choke transformer regulator. The electrical circuit and the results of laboratory tests in the form of characteristics of idling, short circuit and performance are presented. The expediency of application of such devices in the electromechanical system of generating alternating current of constant frequency is grounded.

Keywords: actuator-generator unit, an electromechanical system of generating, alternating current of constant frequency, controlled choke transformer, the magnetization of the magnetic circuit.

REFERENCES

1. Krasnoshapka M.M. *Generatory peremennogo toka stabil'noy i reguliruyemoy chastoty*. Kiyev: Tekhnika. 1974. 168 p. (In Russian).
2. Mishin S.V., Golovanov I.G. Problemy generirovaniya elektricheskoy energii pe-remenogo toka postoyannoy chastoty na sovremennykh vozdushnykh sudakh. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA, seriya Avionika i elektrotekhnika*. 2007. № 115. Pp.132-135. (In Russian).
3. Mishin S.V., Mishina I.V. Osobennosti rabochikh protsessov v sistemakh generirovaniya peremennogo toka postoyannoy chastoty. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2012. № 185. Pp. 138-145. (In Russian).
4. Mishin S.V., Mishina I.V. Matematicheskoe modelirovanie upravlyaemogo transformatora s vrashhajushhimsja magnitnym polem. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2008. № 126. Pp. 87-91. (In Russian).

Сведения об авторе

Мишин Сергей Владимирович, 1960 г.р., окончил КВВАИУ (1980), доцент, кандидат технических наук, декан факультета авиационных систем и комплексов Иркутского филиала МГТУ ГА, автор более 30 научных работ, область научных интересов – генерирование и преобразование электрической энергии переменного и постоянного тока.

УДК 629.735

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ПРОЦЕССОВ И СИСТЕМ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИОНИКИ КАК МАРКОВСКИЕ И ПОЛУМАРКОВСКИЕ ПРОЦЕССЫ

С.В. КУЗНЕЦОВ

Техническая эксплуатация самолета и его авионики рассматривается как процесс с последовательной сменой состояний эксплуатации. Предложены модели процессов и систем технической эксплуатации авионики в виде стационарных и нестационарных марковских и полумарковских процессов первого и высшего порядков.

Ключевые слова: математические модели, процессы и системы, техническая эксплуатация, авионика, марковские процессы, полумарковские процессы.

Модели процессов и систем технической эксплуатации авионики

Анализ структуры современных комплексов и систем авионики воздушных судов (ВС) гражданской авиации (ГА) приведен в [1]. Система технической эксплуатации (СТЭ) авионики ВС – это совокупность объектов и средств технической эксплуатации, программ технического обслуживания и ремонта, а также персонала, осуществляющего процедуры и организующего процессы технической эксплуатации авионики.

Качество СТЭ авионики проявляется в *процессе ТЭ* – совокупности процессов использования по назначению, эксплуатационного контроля, технического обслуживания, восстановления и ремонта.

В работе [2] показано, что техническую эксплуатацию самолета и его авионики можно рассматривать как процесс с последовательной сменой *состояний эксплуатации*. В качестве таких состояний при использовании по назначению могут быть выделены состояния работоспособности, исправности, неисправности и неработоспособности. Состояниями эксплуатационного контроля авионики являются состояния контроля в полете, послеполетного и предполетного контроля и контроля демонтированного оборудования для работоспособного, исправного, неработоспособного или неисправного состояния. Аналогичным образом могут быть выделены состояния оперативного и периодического ТО, аварийного и профилактического восстановления, состояния ремонта. При необходимости исследования процессов в реальном масштабе времени необходимо рассмотрение состояний ожидания, простоя и хранения. В работе [2] обосновывается применение марковских цепей (МЦ) как математических моделей процессов и систем технической эксплуатации авионики.

Марковский процесс (МП) – это случайный процесс с непрерывным временем, отличительной особенностью которого является экспоненциальный характер функций распределения времени нахождения процесса в своих состояниях перед переходом в другие состояния. Такой характер функций распределения ведет к обязательному существованию внутри МП вложенной в него МЦ, так что эволюции МП можно рассматривать, исследуя вложенную МЦ. Преимуществом МП является то, что кроме эволюций можно исследовать такие характеристики, как время пребывания МП в своих состояниях и другие временные параметры. По аналогии с МЦ простейшим МП является стационарный МП 1-го порядка (СМП). Разновидностями МП являются нестационарный МП 1-го порядка (НСМП), стационарный и нестационарный МП высшего порядка (СМПВ и НСМПВ). Таким образом, мы имеем четыре основных разновидности МП.

Полумарковский процесс (ПМП) отличается от МП тем, что функции распределения времени нахождения процесса в своих состояниях перед переходом в другие состояния могут

быть произвольными. В этом заключается преимущество использования ПМП, так как существенно расширяется класс решаемых задач вследствие отсутствия ограничения на экспоненциальность функций распределения. Наличие вложенной МЦ для ПМП является обязательным. По аналогии с МЦ и МП простейшим ПМП является стационарный ПМП 1-го порядка (СПМП). Разновидностями ПМП являются нестационарный ПМП 1-го порядка (НСПМП), стационарный и нестационарный ПМП высшего порядка (СПМПВ и НСПМПВ).

По мере усложнения моделей МЦ, МП и ПМП, выбранных для описания тех или иных реальных процессов технической эксплуатации, возрастает их степень адекватности, но усложняется математический аппарат и возрастают трудности со статистикой, необходимой для описания моделей. Объем статистики значительно увеличивается. В связи с этим в каждом конкретном случае приходится выбирать компромисс, чтобы математическая модель достаточно точно описывала исследуемый процесс, и объемы математических расчетов были бы приемлемы.

Марковские и полумарковские процессы как модели процессов технической эксплуатации

Определение марковского процесса. Марковские цепи с непрерывным временем – это марковские и полумарковские процессы. Множество состояний S для них может быть конечно, счётно и непрерывно. Остановимся на конечном S .

Стационарный марковский процесс есть совокупность

$$\varphi_1^S = \{S, P^{(0)}, P^{(S)}, F_1^S(t)\}, \quad (1)$$

где $F_1^S(t) = \{F(S_j/S_i, t); S_i, S_j \in S\}$ – матрица экспоненциальных функций распределения времени нахождения процесса в состоянии S_i перед переходом в состояние S_j .

Элементы матрицы $F_1^S(t)$ задают случайные экспоненциально распределенные моменты времени $\tau(S_j/S_i)$. Реализация стационарного марковского процесса φ_1^S имеет вид

$$h_{\varphi_1^S}^S(m) = P^{(0)}S^{(0)}p(S^{(1)}/S^{(0)})\tau(S^{(1)}/S^{(0)})S^{(1)} \dots p(S^{(m)}/S^{(m-1)})\tau(S^{(m)}/S^{(m-1)})S^{(m)}, \quad t = \overline{0, m}. \quad (2)$$

Стационарный марковский процесс m -го порядка есть совокупность

$$\varphi_m^S = \{S, P^{(0)}, \mathfrak{R}_m^S, \mathfrak{F}_m^S(t)\}, \quad (3)$$

где $\mathfrak{F}_m^S(t) = \{F_1^S(t), l = \overline{1, m}\}$ – совокупность матриц размерности $N \times (N)^l$ с элементами

$$F_1^S(t) = \{F(S_1/S_{l-1}, \dots, S_0, t; S_1 \in S^{(l)}, S_{l-1} \in S^{(l-1)}, S_0 \in S^{(0)})\}, \quad l = \overline{1, m}. \quad (4)$$

Реализация стационарного марковского процесса m -го порядка имеет вид

$$h_{\varphi_m^S}^S(m) = P^{(0)}S^{(0)}p(S^{(1)}/S^{(0)})\tau(S^{(1)}/S^{(0)})S^{(1)} \dots p(S^{(m)}/S^{(m-1)}, \dots, S^{(1)}, S^{(0)})\tau(S^{(m)}/S^{(m-1)}, \dots, S^{(1)}, S^{(0)})S^{(m)}, \quad t = \overline{0, m}. \quad (5)$$

Определение полумарковского процесса. Стационарный полумарковский процесс m -го порядка есть совокупность

$$\phi_m^S = \{S, P^{(0)}, \mathfrak{R}_m^S, \tilde{\Phi}_1^S(t)\}, \quad (6)$$

где $\tilde{\Phi}_m^S(t) = \{\Phi_1^S(t), l = \overline{1, m}\}$ – совокупность матриц размерности $N \times (N)^l$ с элементами:

$$\begin{aligned} \Phi_1^{NS}(t) &= \{\Phi(S_1/S_{l-1}, t); S_1 \in S^{(l)}, S_{l-1} \in S^{(l-1)}\}, \quad l = \overline{1, m}; \\ \Phi_1^S(t) &= \{\Phi(S_1/S_{l-1}, \dots, S_0, t); S_1 \in S^{(l)}, S_{l-1} \in S^{(l-1)}, S_0 \in S^{(0)}\}, \quad l = \overline{1, m}. \end{aligned} \quad (7)$$

Нестационарный полумарковский процесс есть совокупность

$$\Phi_m^{NS} = \{S, P^{(0)}, \mathfrak{R}_m^S, \tilde{\Phi}_1^{NS}(t)\}, \quad (8)$$

где $\tilde{\Phi}_m^{NS}(t) = \{\Phi_1^{NS}(t), l = \overline{1, m}\}$ – совокупность матриц размерности $N \times (N)^1$ с элементами

$$\Phi_1^{NS}(t) = \{\Phi^1(S_1/S_{1-1}, \dots, S_0, t); S_1 \in S^{(1)}, S_{1-1} \in S^{(1-1)}, S_0 \in S^{(0)}\}, l = \overline{1, m}. \quad (9)$$

Реализация нестационарного полумарковского процесса имеет вид

$$h_{\Phi_m^S}^S(m) = P^{(0)}S^{(0)}p(S^{(1)}/S^{(0)})\mu(S^{(1)}/S^{(0)})S^{(1)} \dots \\ \dots p(S^{(m)}/S^{(m-1)}, \dots, S^{(1)}, S^{(0)})\mu^{(m)}(S^{(m)}/S^{(m-1)}, \dots, S^{(1)}, S^{(0)})S^{(m)}, \quad t = \overline{0, m}. \quad (10)$$

Таким образом, даны формальные описания различных видов марковских и полумарковских процессов, которые возможно использовать для описания процессов технической эксплуатации авионики.

Непрерывные марковская и полумарковская модели процессов технической эксплуатации

Непрерывная марковская модель процесса технической эксплуатации является обобщением дискретной модели на основе марковской цепи в случае, когда время изменяется непрерывно. Для определения МП необходимо задать, также как и для МЦ, множество состояний S и распределение вероятностей состояний $P^{(0)}$ в начальный момент времени.

Если в момент времени t МП находится в состоянии $S_i \in S$, то последующая эволюция СМП задается матрицей интенсивностей перехода процесса в состояние $S_j \in S$

$$\Lambda_1^S = \{\lambda(S_j/S_i); S_j, S_i \in S\}, \quad (11)$$

элементы которой зависят только от текущего состояния S_i и не зависят ни от прошлых эволюций, ни от того способа, которым было достигнуто это состояние, ни от момента времени t .

Таким образом, СМП представляет собой совокупность

$$\Phi_1^S = \{S, P^{(0)}, \Lambda_1^S\}. \quad (12)$$

Интенсивность выхода СМП из состояния S_i определяется следующим образом

$$\lambda(S_i) = \sum_{j=1}^n \lambda(S_j/S_i), \quad S_i \in S. \quad (13)$$

Элементы матрицы переходных вероятностей определяются через интенсивности перехода и интенсивности выхода

$$p(S_j/S_i) = \lambda(S_j/S_i) / \lambda(S_i), \quad S_j, S_i \in S. \quad (14)$$

Среднее время нахождения СМП в состоянии S_i при условии, что следующий переход будет в состояние S_j , есть величина, обратная $\lambda(S_j/S_i)$

$$T(S_j/S_i) = 1 / \lambda(S_j/S_i), \quad S_j, S_i \in S. \quad (15)$$

Обозначим $\mu(S_j/S_i)$ – среднее время возвращения СМП в состояние S_j из состояния S_i , которое можно определить следующим образом

$$\mu(S_j/S_i) = T(S_i) + \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^n p(S_k/S_i) \mu(S_j/S_k). \quad (16)$$

Реализация СМП $h_{\varphi_1^s}(t)$ имеет вид

$$h_{\varphi_1^s}(t) = S_{i_0}^{(t_0)}, S_{i_1}^{(t_1)}, \dots, S_{i_m}^{(t_m)}, \quad (17)$$

где t_0, t_1, \dots, t_m – случайные моменты времени изменения состояния СМП. То есть наряду с $h_{\varphi_1^s}(t)$ можно наблюдать реализацию интервалов времени

$$t_0, (t_1 - t_0), \dots, (t_m - t_{m-1}), \quad (18)$$

причем эти интервалы имеют экспоненциальные функции распределения.

Обозначим через $P^{(t)}(S_j/S_i)$ условную вероятность состояния S_j в момент t , если в момент $\tau < t$ процесс находился в состоянии S_i . Тогда уравнение Колмогорова-Чепмена записывается следующим образом

$$P^{(t+\tau)}(S_j/S_i) = \sum_{k=1}^k P^{(\tau)}(S_k/S_i)P^{(t)}(S_j/S_k).$$

Тогда получается уравнение для $P^{(t)}(S_j/S_i)$

$$\frac{dP^{(t)}(S_j/S_i)}{dt} = -\sum_{k=1}^t \lambda(S_k/S_i)P^{(t)}(S_j/S_i) + \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^t \lambda(S_j/S_k)P^{(t)}(S_k/S_i), S_j \in S. \quad (19)$$

Если вложенная марковская цепь является неприводимой и эргодической, то среднее время возвращения СМП в состояние S_j определяется следующим образом

$$\mu(S_j) = \sum_{k=1}^k \pi(S_k)T(S_k) / \pi(S_j), S_j \in S, \quad (20)$$

где $\pi(S_k)$ – стационарные распределения вероятностей состояний МЦ.

Безусловные стационарные вероятности состояний СМП при $t \rightarrow \infty$ определяются через стационарные распределения вероятностей состояний МЦ и средние времена нахождения СМП в своих состояниях

$$P(S_j) = \pi(S_j)T(S_j) / \sum_{k=1}^k \pi(S_k)T(S_k). \quad (21)$$

Рассмотрим нестационарный МП. Если в момент времени τ процесс находится в состоянии $S_i \in S$, то последующая эволюция НСМП задается матрицей

$$\Lambda_1^{NS} = \left\{ \lambda(S_j/S_i, \tau); S_i, S_j \in S \right\}. \quad (22)$$

НСМП представляет собой совокупность

$$\varphi_1^{NS} = \left\{ S, P^{(0)}, \Lambda_1^{NS} \right\}. \quad (23)$$

Интенсивность выхода НСМП из состояния S_i определяется следующим образом

$$\lambda(S_i, t) = \sum_{j=1}^n \lambda(S_j/S_i, t), S_i \in S. \quad (24)$$

Элементы матрицы переходных вероятностей

$$p(S_j/S_i, t) = \lambda(S_j/S_i, t) / \lambda(S_i, t), S_j, S_i \in S. \quad (25)$$

Среднее время нахождения НСМП в S_i

$$T(S_i) = 1 / \lambda(S_i, t), S_i \in S. \quad (26)$$

Среднее время нахождения НСМП в S_i при условии, что следующий переход будет в S_j

$$T(S_j/S_i, t) = 1/\lambda(S_j/S_i, t), \quad S_j, S_i \in S. \quad (27)$$

Среднее время возвращения НСМП в состояние S_j из состояния S_i

$$\mu(S_j/S_i, t) = T(S_i, t) + \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^n p(S_k/S_i, t) \mu(S_j/S_k, t). \quad (28)$$

Обозначим через $P^{(t)}(S_j/S_i, \tau)$ условную вероятность состояния S_j в момент t , если в момент $\tau < t$ процесс находился в состоянии S_i . Уравнение Колмогорова-Чепмена записывается следующим образом

$$P^{(t+\tau)}(S_j/S_i, \tau) = \sum_{k=1}^k P^{(\tau)}(S_k/S_i, \tau) P^{(t)}(S_j/S_k, \tau). \quad (29)$$

С помощью (29) получается система дифференциальных уравнений для определения $P^{(t)}(S_j/S_i, \tau)$

$$\frac{dP^{(t)}(S_j/S_i, \tau)}{dt} = -\sum_{k=1}^t \lambda(S_k/S_i, \tau) P^{(t)}(S_j/S_i, \tau) + \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^t \lambda(S_j/S_k, \tau) P^{(t)}(S_k/S_i, \tau), \quad S_j \in S. \quad (30)$$

Рассмотрим стационарный МП k -го порядка, который представляет собой совокупность

$$\Phi_k^S = \{S, P^{(0)}, \Lambda_k^S\}, \quad (31)$$

где $\Lambda_k^S = \{\Lambda_1^S, 1 = \overline{1, k}\}$ – совокупность матриц интенсивностей переходов от 1-го до k -го порядка, элементы которых

$$\Lambda_1^S = \{\lambda(S_{i_k}/S_{i_{k-1}}, \dots, S_{i_0}); S_{i_k}, S_{i_{k-1}}, \dots, S_{i_0} \in S\} \quad (32)$$

зависят от предыдущих $1 \leq l < k$ состояний.

Интенсивности выхода СМПВ из состояния S_{i_k} при условии, что до этого процесс прошел через n "запомненных" состояний, определяются следующим образом

$$\lambda(S_{i_k}, S_{i_{k-1}}, \dots, S_{i_1}) = \sum_{j=1}^n \lambda(S_j/S_{i_k}, \dots, S_{i_1}). \quad (33)$$

Элементы матрицы переходных вероятностей определяются через интенсивности перехода и интенсивности выхода

$$p(S_j/S_{i_k}, \dots, S_{i_1}) = \lambda(S_j/S_{i_k}, \dots, S_{i_1}) / \lambda(S_{i_k}, S_{i_{k-1}}, \dots, S_{i_1}). \quad (34)$$

Таким образом, определены непрерывные марковские и полумарковские модели процессов технической эксплуатации авионики.

Использование таких моделей при изучении процессов технической эксплуатации авионики позволяет существенным образом повысить адекватность математической модели реальным процессам.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кузнецов С.В. Анализ структуры современных комплексов и системы авионики воздушных судов гражданской авиации // *Научный Вестник МГТУ ГА, серия Авионика*. 1998. № 3. С. 5-26.
2. Кузнецов С.В. Математические модели процессов и систем технической эксплуатации авионики как марковские цепи // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2014. № 201. С. 56-64.

PROCESSES AND SYSTEMS OF AVIONICS TECHNICAL OPERATION AS MARKOV AND SEMIMARKOV PROCESSES MATHEMATICAL MODELS

Kuznetsov S.V.

Technical operation of the aircraft and its avionics is investigated as a process with the succession of states of operation. The models of the processes and systems of technical operation of avionics in the form of stationary and non-stationary Markov chains of the first and higher order are proposed. There are examples of the processes for two states of operation – able to work and disabled states.

Keywords: mathematical models, processes and systems, technical operation, avionics, Markov processes, Semimarkov processes.

REFERENCES

1. **Kuznetsov S.V.** Analiz struktury sovremennykh kompleksov i sistemy avioniki vozdushnykh sudov grazhdanskoj aviatsii. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA, seriya Avionika*. 1998. № 3. Pp. 5-26. (In Russian).
2. **Kuznetsov S.V.** Matematicheskiye modeli protsessov i sistem tekhnicheskoy ekspluatatsii avioniki kak markovskiye tsepi. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2014. № 201. Pp. 56-64. (In Russian).

Сведения об авторе

Кузнецов Сергей Викторович, 1954 г.р., окончил МИИГА (1977), МГУ им. М.В. Ломоносова (1980), профессор, доктор технических наук, член-корреспондент Академии наук авиации и воздухоплавания, заведующий кафедрой технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация пилотажно-навигационного оборудования и авионики.

УДК 621.311.001.57

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МОДЕЛИ КАНАЛА БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

Ю.П. АРТЁМЕНКО, А.Г. ДЕМЧЕНКО

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

Данная статья посвящена математическому моделированию канала бортовой системы электроснабжения (СЭС) переменного тока. Рассматривается математическое моделирование генератора, регулятора напряжения, привода постоянной частоты вращения.

Ключевые слова: математическое моделирование, бортовая система электроснабжения, генератор, регулятор напряжения.

Электромагнитные и электромеханические процессы, возникающие в электроэнергетических системах, достаточно подробно изложены в [1].

На основании ранее полученных результатов моделирования самолетных электроэнергетических систем в [2; 3; 4] в статье рассматривается дальнейшее совершенствование модели канала бортовой СЭС переменного тока. Детально рассматриваются и реализуются в приложении SIMULINK пакета MATLAB математические модели регулятора напряжения, привода постоянной частоты вращения, трехфазной статической нагрузки (несимметричной в том числе) в составе канала бортовой СЭС переменного тока. В отличие от работы [2], где в качестве моделей регулятора напряжения и привода постоянной частоты вращения использовались модели из библиотеки SimPowerSystems пакета MATLAB, в статье рассматриваются модели регулятора напряжения и привода постоянной частоты вращения, устанавливаемых на современных воздушных судах. С помощью приложения SIMULINK пакета MATLAB моделируется режим коммутации трёхфазной статической нагрузки.

Структура канала бортовой СЭС переменного тока

При моделировании канала бортовой СЭС переменного тока за основу была взята типовая структурная схема канала бортовой СЭС среднемагистрального самолёта (рис. 1).

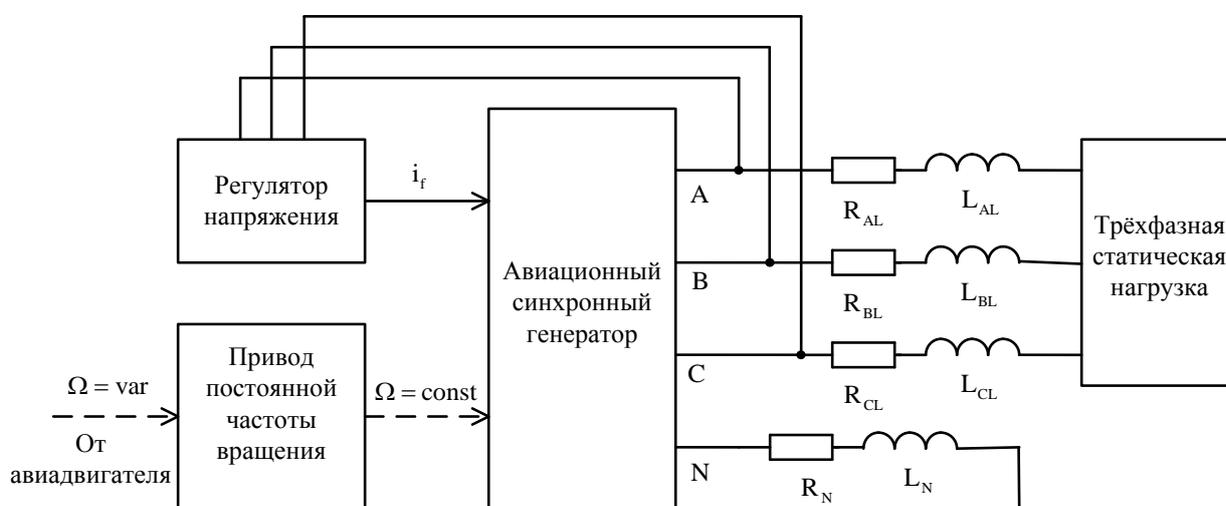


Рис. 1. Структурная схема канала бортовой СЭС переменного тока

На схеме канала бортовой СЭС (рис. 1) обозначены следующие элементы: R_{AL}, R_{BL}, R_{CL} – активные сопротивления соединительных проводов фаз А, В, С; L_{AL}, L_{BL}, L_{CL} – индуктивности соединительных проводов фаз А, В, С; R_N, L_N – активное сопротивление и индуктивность нейтрального провода генератора.

Модель синхронного генератора

Для получения моделей регулятора напряжения и привода постоянной частоты вращения в математической модели генератора необходимо рассмотреть модели электрической и механической частей.

Математическая модель механической части генератора описывается уравнением, учитывающим динамику вращательного движения ротора

$$J \frac{d\Omega(t)}{dt} = M_{DR}(t) - M_{EL}(t) - M_L(t), \quad (1)$$

где J – момент инерции ротора генератора; $\Omega(t)$ – скорость вращения ротора; $M_{DR}(t)$ – момент на валу генератора, развиваемый приводом постоянной частоты вращения; $M_{EL}(t)$ – электромагнитный момент на валу генератора; $M_L(t)$ – момент сопротивления на валу генератора.

Электромагнитный момент генератора определяется как

$$M_{EL}(t) = \frac{dW_M(t)}{d\Theta_R(t)}, \quad (2)$$

где $W_M(t)$ – энергия магнитного поля обмоток и контуров генератора; $\Theta_R(t)$ – угол поворота ротора генератора.

Энергия магнитного поля обмоток и контуров генератора определяется как

$$W_M(t) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n L_k i_k^2(t) + \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n \sum_{\substack{s=1, \\ s \neq k}}^n L_{ks} i_k(t) i_s(t), \quad (3)$$

где L_k – индуктивность k -й обмотки (контура) генератора; L_{ks} – взаимная индуктивность между k -й и s -й обмотками (контурами) генератора; i_k – ток k -й обмотки (контура) генератора; i_s – ток s -й обмотки (контура) генератора.

Преобразуем выражение (3)

$$\begin{aligned} W_M(t) = & \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n L_k i_k^2(t) + \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n \sum_{\substack{s=1, \\ k \neq s}}^n L_{ks} i_k(t) i_s(t) = \frac{L_A i_A^2(t)}{2} + \frac{L_B i_B^2(t)}{2} + \frac{L_C i_C^2(t)}{2} + \frac{L_f i_f^2(t)}{2} + \\ & + \frac{L_{rd} i_{rd}^2(t)}{2} + \frac{L_{rq} i_{rq}^2(t)}{2} + \frac{M_{AB} i_A(t) i_B(t)}{2} + \frac{M_{BC} i_B(t) i_C(t)}{2} + \frac{M_{AC} i_A(t) i_C(t)}{2} + \frac{M_{BA} i_A(t) i_B(t)}{2} + \\ & + \frac{M_{CB} i_B(t) i_C(t)}{2} + \frac{M_{CA} i_A(t) i_C(t)}{2} + \frac{M_{Af} i_A(t) i_f(t)}{2} + \frac{M_{Bf} i_B(t) i_f(t)}{2} + \frac{M_{Cf} i_C(t) i_f(t)}{2} + \\ & + \frac{M_{Af} i_A(t) i_f(t)}{2} + \frac{M_{Bf} i_B(t) i_f(t)}{2} + \frac{M_{Cf} i_C(t) i_f(t)}{2} + \frac{M_{Ard} i_A(t) i_{rd}(t)}{2} + \frac{M_{Brd} i_B(t) i_{rd}(t)}{2} + \\ & + \frac{M_{Crd} i_C(t) i_{rd}(t)}{2} + \frac{M_{Ard} i_A(t) i_{rd}(t)}{2} + \frac{M_{Brd} i_B(t) i_{rd}(t)}{2} + \frac{M_{Crd} i_C(t) i_{rd}(t)}{2} + \frac{M_{Arq} i_A(t) i_{rq}(t)}{2} + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{M_{Brq} i_B(t) i_{rq}(t)}{2} + \frac{M_{Crq} i_C(t) i_{rq}(t)}{2} + \frac{M_{Arq} i_A(t) i_{rq}(t)}{2} + \frac{M_{Brq} i_B(t) i_{rq}(t)}{2} + \frac{M_{Crq} i_C(t) i_{rq}(t)}{2} + \\
& + \frac{M_{frd} i_f(t) i_{rd}(t)}{2} + \frac{M_{frd} i_f(t) i_{rd}(t)}{2},
\end{aligned}$$

где $i_A(t)$, $i_B(t)$, $i_C(t)$ – мгновенные значения фазных токов синхронного генератора; $i_f(t)$, $i_{rd}(t)$, $i_{rq}(t)$ – мгновенные значения токов цепей ротора синхронного генератора; L_A , L_B , L_C – индуктивности фаз обмотки статора генератора; M_{AB} , M_{BC} , M_{AC} – взаимные индуктивности фаз обмотки статора генератора; M_{Af} , M_{Bf} , M_{Cf} , M_{Ard} , M_{Brd} , M_{Crd} , M_{Arq} , M_{Brq} , M_{Crq} – взаимные индуктивности обмотки статора и контуров ротора; L_f , L_{rd} , L_{rq} – индуктивности роторных цепей генератора; M_{frd} – взаимная индуктивность обмотки возбуждения и продольного демпферного контура.

Момент сопротивления на валу ротора генератора в общем случае может быть представлен в виде суммы двух составляющих

$$M_L(t) = M_{L1}(t) + M_{L2}(t) = M_0 + K_{G1} \cdot \Omega(t), \quad (4)$$

где $M_{L1}(t) = M_0$ – момент сухого трения, не зависящая от времени величина; $M_{L2}(t) = K_{G1} \cdot \Omega(t)$ – момент вязкого трения, пропорциональный скорости вращения ротора; K_{G1} – коэффициент пропорциональности.

Подставляя значение $M_L(t)$ из выражения (4) в уравнение (1), получаем

$$J \frac{d\Omega(t)}{dt} = M_{DR}(t) - M_{EL}(t) - M_0 - K_{G1} \cdot \Omega(t). \quad (5)$$

Применяя к уравнению (5) преобразование Лапласа, получаем

$$pJ\Omega(p) = M_{DR}(p) - M_{EL}(p) - \frac{M_0}{p} - K_{G1} \cdot \Omega(p), \quad (6)$$

где $\Omega(p)$ – скорость вращения ротора, выраженная в преобразовании Лапласа; $M_{DR}(p)$ – момент на валу генератора, развиваемый приводом постоянной частоты вращения, выраженный в преобразовании Лапласа; $M_{EL}(p)$ – электромагнитный момент на валу генератора, выраженный в преобразовании Лапласа.

Выполняя далее необходимые преобразования, получаем математическую модель механической части генератора

$$(pJ + K_{G1})\Omega(p) = M_{DR}(p) - M_{EL}(p) - \frac{M_0}{p}. \quad (7)$$

На рис. 2 приведена структурная схема, соответствующая математической модели механической части генератора.

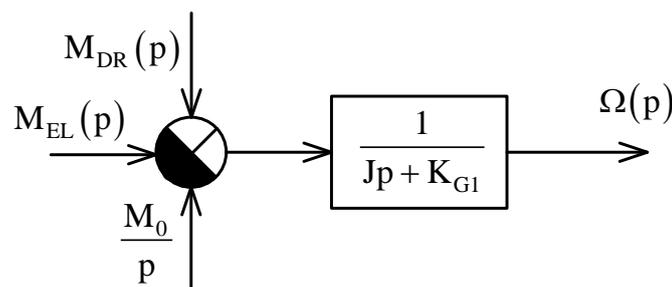


Рис. 2. Структурная схема механической части генератора

При реализации математической модели электрической части генератора использовались результаты, полученные в работе [4].

Математическая модель электрической части генератора описывается системой матричных уравнений

$$\begin{cases} [u_s] = -p[\psi_s] - [r_s] \cdot [i_s] \\ [u_r] = p[\psi_r] + [r_r] \cdot [i_r] \\ [\psi_s] = [L_{ss}] \cdot [i_s] + [L_{sr}] \cdot [i_r] \\ [\psi_r] = [L_{rs}] \cdot [i_s] + [L_{rr}] \cdot [i_r] \end{cases}, \quad (8)$$

где $[u_s] = \begin{bmatrix} U_A(p) \\ U_B(p) \\ U_C(p) \end{bmatrix}$ – вектор-столбец фазных напряжений синхронного генератора, выраженных

в преобразовании Лапласа;

$[u_r] = \begin{bmatrix} U_f(p) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$ – вектор-столбец напряжений цепей ротора синхронного генератора, выра-

женных в преобразовании Лапласа;

$[\psi_s] = \begin{bmatrix} \Psi_A(p) \\ \Psi_B(p) \\ \Psi_C(p) \end{bmatrix}$ – вектор-столбец потокосцеплений фаз обмотки статора синхронного гене-

ратора, выраженных в преобразовании Лапласа;

$[\psi_r] = \begin{bmatrix} \Psi_f(p) \\ \Psi_{rd}(p) \\ \Psi_{rq}(p) \end{bmatrix}$ – вектор-столбец потокосцеплений контуров ротора синхронного генера-

тора, выраженных в преобразовании Лапласа;

$[i_s] = \begin{bmatrix} I_A(p) \\ I_B(p) \\ I_C(p) \end{bmatrix}$ – вектор-столбец фазных токов синхронного генератора, выраженных в пре-

образовании Лапласа;

$[i_r] = \begin{bmatrix} I_f(p) \\ I_{rd}(p) \\ I_{rq}(p) \end{bmatrix}$ – вектор-столбец токов роторных цепей синхронного генератора, выражен-

ных в преобразовании Лапласа;

$[r_s] = \begin{bmatrix} r & 0 & 0 \\ 0 & r & 0 \\ 0 & 0 & r \end{bmatrix}$ – матрица активных сопротивлений фаз обмотки статора;

$$[r_R] = \begin{bmatrix} r_f & 0 & 0 \\ 0 & r_{rd} & 0 \\ 0 & 0 & r_{rq} \end{bmatrix} \text{ – матрица активных сопротивлений цепей ротора;}$$

$$[L_{SS}] = \begin{bmatrix} L_A & M_{AB} & M_{AC} \\ M_{AB} & L_B & M_{BC} \\ M_{AC} & M_{BC} & L_C \end{bmatrix} \text{ – матрица индуктивностей и взаимных индуктивностей обмоток}$$

статора, являющихся периодическими функциями времени;

$$[L_{SR}] = \begin{bmatrix} M_{Af} & M_{Ard} & M_{Arq} \\ M_{Bf} & M_{Brd} & M_{Brq} \\ M_{Cf} & M_{Crd} & M_{Crq} \end{bmatrix} \text{ – матрица взаимных индуктивностей обмотки статора и цепей}$$

ротора, являющихся периодическими функциями времени;

$$[L_{RS}] = [L_{SR}]^T = \begin{bmatrix} M_{Af} & M_{Bf} & M_{Cf} \\ M_{Ard} & M_{Brd} & M_{Crd} \\ M_{Arq} & M_{Brq} & M_{Crq} \end{bmatrix} \text{ – транспонированная матрица } [L_{SR}];$$

$$[L_{RR}] = \begin{bmatrix} L_f & M_{frd} & 0 \\ M_{frd} & L_{rd} & 0 \\ 0 & 0 & L_{rq} \end{bmatrix} \text{ – матрица индуктивностей и взаимных индуктивностей цепей ро-}$$

тора, не зависящих от времени.

Моделирование трёхфазной статической нагрузки

При моделировании трёхфазной статической нагрузки использовалась математическая модель трёхфазной статической активно-индуктивной нагрузки, полученная в работе [4]

$$[U_H] = [Z_H] \cdot [I_S], \quad (9)$$

$$\text{где } [Z_H] = \begin{bmatrix} Z_{AH}(p) & 0 & 0 \\ 0 & Z_{BH}(p) & 0 \\ 0 & 0 & Z_{CH}(p) \end{bmatrix} \text{ – матрица операторных сопротивлений нагрузки;}$$

$$[U_H] = \begin{bmatrix} U_{AH}(p) \\ U_{BH}(p) \\ U_{CH}(p) \end{bmatrix} \text{ – вектор-столбец фазных напряжений на нагрузке.}$$

Моделирование системы распределения бортовой СЭС

При моделировании системы распределения бортовой СЭС переменного тока использовалась математическая модель системы распределения, полученная в работе [4]

$$[U_L] = [Z_L] \cdot [I_S], \quad (10)$$

где $[Z_L] = \begin{bmatrix} Z_{AL}(p) & 0 & 0 \\ 0 & Z_{BL}(p) & 0 \\ 0 & 0 & Z_{CL}(p) \end{bmatrix}$ – матрица операторных сопротивлений проводов;

$[U_L] = \begin{bmatrix} U_{AL}(p) \\ U_{BL}(p) \\ U_{CL}(p) \end{bmatrix}$ – вектор-столбец падений напряжений на соединительных проводах.

Моделирование регулятора напряжения

При получении математической модели регулятора напряжения использовались материалы работы [2]. Математическая модель регулятора напряжения описывается уравнением, учитывающим наличие в реальных регуляторах цепи параллельной коррекции, образованной путем охвата усилителя регулятора гибкой обратной связью по току возбуждения возбудителя

$$u_{BB}(t) = K_{R1} \cdot (u_P(t) - u_0) - K_{R2} \frac{di_{BB}(t)}{dt}, \quad (11)$$

где $u_{BB}(t)$ – напряжение возбуждения возбудителя; $i_{BB}(t)$ – ток обмотки возбуждения возбудителя; u_0 – уставка регулятора напряжения; $u_P(t) = \frac{|u_A(t)| + |u_B(t)| + |u_C(t)|}{3}$ – напряжение на выходе измерительного органа регулятора напряжения; $u_A(t)$, $u_B(t)$, $u_C(t)$ – мгновенные значения напряжений фаз генератора; K_{R1} – коэффициент усиления регулятора по приращению напряжения; K_{R2} – коэффициент обратной связи по производной тока возбуждения возбудителя $i_{BB}(t)$.

Применяя к уравнению (11) преобразование Лапласа, получаем

$$U_{BB}(p) = K_{R1} \cdot \left(U_P(p) - \frac{u_0}{p} \right) - K_{R2} p I_{BB}(p), \quad (12)$$

где $U_{BB}(p)$ – напряжение возбуждения возбудителя, выраженное в преобразовании Лапласа; $I_{BB}(p)$ – ток обмотки возбуждения возбудителя, выраженный в преобразовании Лапласа; $U_P(p)$ – напряжение на выходе измерительного органа регулятора напряжения, выраженное в преобразовании Лапласа.

Уравнение цепи возбуждения возбудителя генератора

$$u_{BB}(t) = R_{BB} \cdot i_{BB}(t) + L_{BB} \frac{di_{BB}(t)}{dt}, \quad (13)$$

где R_{BB} – активное сопротивление обмотки возбуждения возбудителя; L_{BB} – индуктивность обмотки возбуждения возбудителя.

Применяя к уравнению (13) преобразование Лапласа, получаем

$$U_{BB}(p) = R_{BB} \cdot I_{BB}(p) + L_{BB} p I_{BB}(p). \quad (14)$$

Уравнение, связывающее напряжение возбуждения генератора с током возбуждения возбудителя

$$u_f(t) = K_B \cdot i_{BB}(t), \quad (15)$$

где $u_f(t)$ – напряжение возбуждения генератора; K_B – коэффициент пропорциональности.

Применяя к уравнению (15) преобразование Лапласа, получаем

$$U_f(p) = K_B \cdot I_{BB}(p), \quad (16)$$

где $U_f(p)$ – напряжение возбуждения генератора, выраженное в преобразовании Лапласа.

В результате совместного решения уравнений (12), (14) и (16) получим

$$pI_{BB}(p) = \frac{1}{K_{R2} + L_{BB}} \left[K_{R1} \cdot \left(U_P(p) - \frac{u_0}{p} \right) - R_{BB} \cdot I_{BB}(p) \right]. \quad (17)$$

Выполняя далее необходимые преобразования, получаем математическую модель регулятора напряжения

$$pU_f(p) = \frac{K_B}{K_{R2} + L_{BB}} \left[K_{R1} \cdot \left(U_P(p) - \frac{u_0}{p} \right) - \frac{R_{BB}}{K_B} \cdot U_f(p) \right]. \quad (18)$$

Моделирование привода постоянной частоты вращения

Математическая модель привода постоянной частоты вращения должна связывать изменение скорости вращения ротора генератора с моментом, создаваемым приводом.

Математическая модель гидромеханического привода постоянной частоты вращения может быть представлена ПИ-регулятором

$$M_{DR}(t) = K_{D1} \cdot (\Omega_n - \Omega(t)) + K_{D2} \int (\Omega_n - \Omega(t)) dt, \quad (19)$$

где K_{D1} , K_{D2} – коэффициенты пропорциональной и интегральной составляющих привода; Ω_n – номинальная скорость вращения ротора.

Применяя к уравнению (19) преобразование Лапласа, получаем

$$M_{DR}(p) = \left(K_{D1} + \frac{K_{D2}}{p} \right) \cdot \left(\frac{\Omega_n}{p} - \Omega(p) \right). \quad (20)$$

Рассматривая совместно математическую модель механической части генератора (7) и математическую модель привода постоянной частоты вращения (20), получим структурную схему (рис. 3).

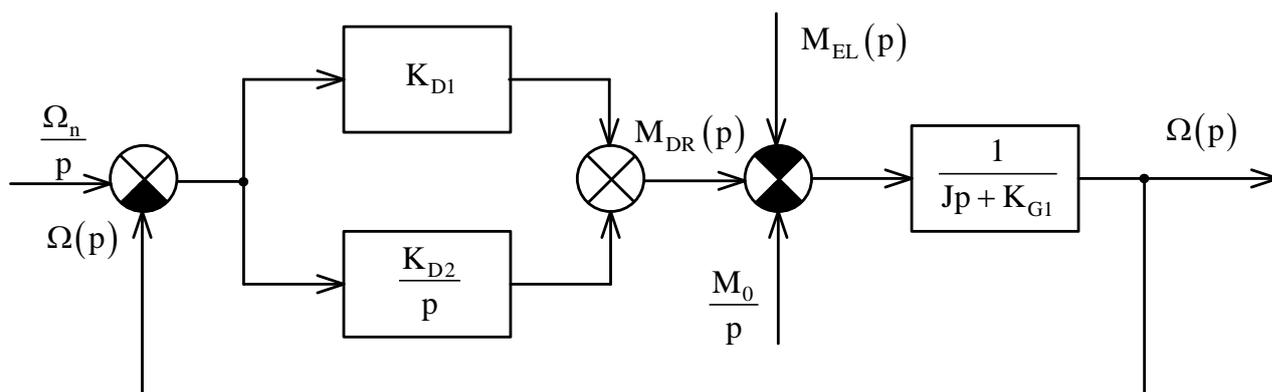


Рис. 3. Структурная схема математической модели механической части генератора совместно с математической моделью привода

Моделирование переходных режимов

Используя разработанные математические модели регулятора напряжения, привода постоянной частоты вращения, генератора, системы распределения, трёхфазной статической нагрузки, в приложении SIMULINK математического пакета MATLAB были смоделированы переходные режимы коммутации номинальной трёхфазной статической нагрузки.

На рис. 4 представлены переходные процессы, демонстрирующие работу привода постоянной частоты вращения и показывающие взаимосвязь процессов регулирования напряжения и частоты. В момент времени 1 с, происходит включение номинальной трёхфазной статической нагрузки, при этом напряжение генератора вначале «просаживается», а затем его стабилизирует регулятор напряжения путем увеличения тока возбуждения возбудителя. Время переходного процесса по напряжению при включении нагрузки составляет $t_p \approx 0,05$ с. Как видно из переходного процесса по частоте, при включении нагрузки в момент времени 1 с частота вначале резко снижается из-за возникшего электромагнитного момента генератора, а затем привод постоянной частоты вращения её стабилизирует путем изменения угла положения наклонной шайбы гидромашины с соответствующим увеличением момента привода на валу генератора. В момент времени 2 с происходит отключение нагрузки, при этом напряжение генератора вначале резко возрастает, а затем его стабилизирует регулятор напряжения путем уменьшения тока возбуждения возбудителя, частота вначале резко возрастает, а затем ее стабилизирует привод постоянной частоты вращения путем изменения угла положения наклонной шайбы гидромашины с соответствующим уменьшением момента привода на валу генератора. Время переходного процесса по напряжению при отключении нагрузки составляет $t_p \approx 0,07$ с. Время переходных процессов по частоте при включении и отключении нагрузки составляет $t_p \approx 0,5$ с.

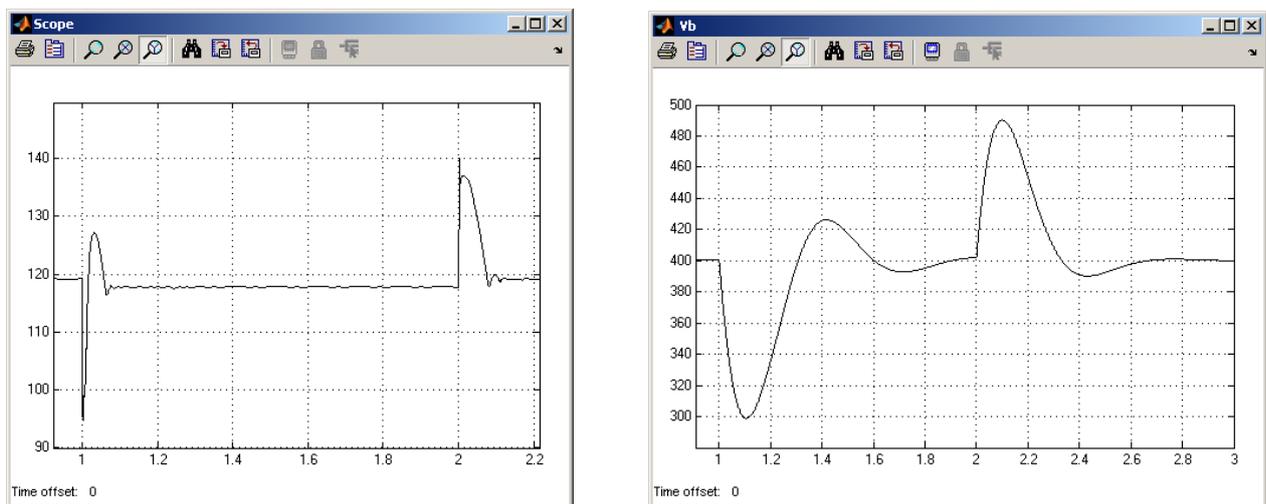


Рис. 4. Переходные процессы по действующему значению напряжения фазы «А» и частоте

По итогам проведённой работы можно сделать следующие выводы:

1. На основании материалов работы [4] в данной работе была рассмотрена математическая модель канала генерирования бортовой СЭС переменного тока. В составе канала были рассмотрены математическая модель синхронного генератора, математическая модель регулятора напряжения, математическая модель привода постоянной частоты вращения, математическая модель трёхфазной статической нагрузки.

2. В отличие от работы [2], где в качестве моделей регулятора напряжения и привода постоянной частоты вращения использовались модели из библиотеки SimPowerSystems пакета MATLAB, в настоящей работе были рассмотрены модели регулятора напряжения и привода постоянной частоты вращения, устанавливаемых на современных воздушных судах.

3. В работе была использована математическая модель трёхфазной статической нагрузки в фазных координатах «ABC», которая в отличие от модели в координатах «dq0» [2] позволяет описывать процессы как в симметричных, так и в несимметричных режимах.

4. С помощью приложения SIMULINK математического пакета MATLAB были смоделированы режимы коммутации статической нагрузки, и рассмотрена взаимосвязь процессов регу-

лирования напряжения и частоты.

5. Рассмотренная в работе модель канала генерирования имеет ряд направлений для дальнейшего совершенствования: рассмотрения математической модели асинхронного двигателя, рассмотрения математической модели вентильного двигателя, рассмотрения математической модели нелинейной выпрямительной нагрузки, рассмотрение математических моделей элементов СЭС постоянного тока. Получение математических моделей всех элементов, входящих в состав СЭС, позволит детально рассмотреть работу СЭС в различных режимах. В связи с этим появляется возможность контролировать поведение СЭС при любом ненормальном режиме, тем самым значительно снижая вероятность возникновения аварийных ситуаций в полете. Как следствие, это приводит к значительному повышению уровня безопасности полетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Веретенников Л.П.** *Исследование процессов в судовых электроэнергетических системах*. Л.: Судостроение, 1975.
2. **Демченко А.Г., Артёмов Ю.П.** Моделирование параллельной работы бортовой системы электроснабжения переменного тока в пакете MATLAB // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2012. № 185. С. 55-60.
3. **Демченко А.Г.** Моделирование элементов бортовых систем электроснабжения в программной среде MATLAB / *Московская молодёжная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике - 2012»: сб. тезисов докладов*. М.: ООО «Принт-салон». 2012. С. 13-14.
4. **Демченко А.Г.** Модель канала бортовой системы электроснабжения переменного тока // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2014. № 201. С. 74-85.

IMPROVING MODEL OF CHANNEL AIRBORN ELECTRICAL POWER SYSTEM OF ALTERNATING CURRENT

Artemenko Yu.P., Demchenko A.G.

This article is devoted to math modeling of channel of alternating current airborne electrical power-supply system. Mathematical modeling of generator, voltage regulator, constant speed drive is considered.

Keywords: mathematical modeling, airborne electrical power-supply system, generator, voltage regulator.

REFERENCES

1. **Veretennikov L.P.** *Issledovaniye protsessov v sudovykh elektroenergeticheskikh sistemakh*. L.: Sudostroyeniye. 1975. (In Russian).
2. **Demchenko A.G., Artomenko Yu.P.** Modelirovaniye parallel'noy raboty bortovoy sistemy elektrosnabzheniya peremennogo toka v pakete MATLAB. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2012. № 185. Pp. 55-60. (In Russian).
3. **Demchenko A.G.** Modelirovaniye elementov bortovykh sistem elektrosnabzheniya v programmnoy srede MATLAB. *Moskovskaya molodozhnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya «Innovatsii v aviatsii i kosmonavtike - 2012»: sb. tezisov dokladov*. M.: ООО «Print-salon». 2012. Pp. 13-14. (In Russian).
4. **Demchenko A.G.** Model' kanala bortovoy sistemy elektrosnabzheniya peremennogo toka. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2014. № 201. Pp. 74-85. (In Russian).

Сведения об авторах

Артёмов Юрий Петрович, 1954 г.р., окончил МИИГА (1977), кандидат технических наук, доцент кафедры электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, заведующий кафедрой электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, автор более 50 научных работ, область научных интересов – моделирование авиационных электросистем.

Демченко Алексей Геннадьевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), старший преподаватель кафедры технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов МГТУ ГА, автор более 10 научных работ, область научных интересов – эксплуатация воздушного транспорта, моделирование электроэнергетических систем.

УДК 656.71.06:621.31

ОЦЕНКА НАДЁЖНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ АЭРОПОРТА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

П.О. МАРАСАНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

В статье рассматривается надёжность системы электроснабжения аэропорта. Приведены количественные показатели надёжности системы электроснабжения аэропорта гражданской авиации, системные и несистемные факторы, которые влияют на значения показателей. Проанализированы положения нормативных документов для проектирования структурных элементов системы. Рассмотрены факторы, которые определяют условия применения математических моделей для получения значений показателей надёжности.

Ключевые слова: аэропорт, безопасность полётов, оценка надёжности систем электроснабжения, методы определения надёжности, математические модели.

Введение

В структуре транспортной системы воздушный (или авиационный) транспорт занимает специфическое положение по отношению к другим видам транспорта. Известны районы производственной деятельности, транспортная доступность которых формируется исключительно авиационными перевозками. Аэропорты гражданской авиации являются ключевыми элементами авиационного транспорта [1]. Вместе с воздушными трассами аэропорты формируют сеть коммерческих предприятий, осуществляющих оказание транспортных услуг регулярного и нерегулярного характера. Современный формат требований по эксплуатации аэропортов гражданской авиации определяет необходимость обеспечения высокого уровня безопасности производства полетов [2].

Системы электроснабжения аэропорта гражданской авиации

Аэропорт гражданской авиации – это высокотехнологичный комплекс инженерных сооружений и оборудования, предназначенный для реализации транспортных услуг специальными транспортными средствами – воздушными судами.

Соответственно технологическая схема аэропорта, предназначенная для осуществления транспортных услуг, включает технологические линии по обслуживанию пассажирских и грузовых потоков, транспортных средств и внутренних процессов, направленных на обеспечение функционирования самого аэропорта [3].

Системы электроснабжения аэропортов (СЭС АП) являются техническими системами, которые предназначены для обеспечения производства технологических процессов (потребителей электроэнергии (ПЭ)), которые включены в технологические схемы аэропортов [4].

ПЭ аэропортов гражданской авиации характеризуются функциональным и конструктивным разнообразием, а требования по обеспечению их электроэнергией приводятся в соответствующей нормативной документации.

Для обеспечения ПЭ электроэнергией система электроснабжения аэропорта включает следующие структурные элементы:

- источник (или источники) питания электроэнергией: централизованный источник питания (ЦИП) или индивидуальный источник питания (ИИП);
- высоковольтная линия (или линии) электропередач (ЛЭП);
- трансформаторные подстанции (ТП);
- распределительная сеть.

Часть системы электроснабжения аэропорта без генерирующих мощностей (ЦИП, ИИП) называется электрической сетью [4].

Системы электроснабжения аэропортов являются сложной технической системой, состоящей из большого числа структурных элементов, которые находятся в состоянии сложного взаимодействия [4; 5].

Элементы системы электроснабжения характеризуются зависимостью от других технических систем (топливно-энергетического комплекса (ТЭК) и объектов аэропорта) и непрерывностью во времени производственных процессов, связанных с производством, распределением и потреблением электроэнергии (рис. 1).



Рис. 1. Схема воздействий и взаимосвязей для элементов СЭС АП

Надёжность и безопасность системы электроснабжения аэропорта

В современных рыночных условиях надёжность систем электроснабжения ассоциируется с экономическими показателями и энергетической безопасностью предприятий [6]. Надёжность СЭС АП – характеристика непрерывного технологического процесса обеспечения потребителей электроэнергией установленного качества, в строгом соответствии с принятым графиком потребления, по установленной (запроектированной) схеме потребления [4].

Центральным показателем надёжности объекта технической системы является понятие отказа – утрата некоторого необходимого качества. Классификация видов, последствий и причин отказов рассматривается в нормативных документах [8; 9].

Надёжность СЭС АП определяется системой качественных и количественных показателей теории надёжности [7; 9].

В табл. 1 представлены формулы, которые используются в аналитических методах расчёта количественных показателей надёжности.

В табл. 1 приняты следующие обозначения:

τ – наработка элемента, находящегося в работоспособном состоянии от начального момента времени ($t = 0$) до момента проявления отказа;

N – число элементов, работоспособных в начальный момент времени, ($t = 0$);

$n(t)$ – число элементов, для которых зафиксировано наступление отказа, в рассматриваемом интервале времени от 0 до t .

Приведенные в табл. 1 показатели надёжности определяют параметры надёжности одной из

групп структурных элементов СЭС АП – невосстанавливаемых элементов системы электроснабжения [4; 7]. Для характеристики восстанавливаемых элементов СЭС АП применяются следующие единичные количественные показатели надёжности, определяемые при помощи методов математической статистики [4; 7]:

- параметр потока отказов;
- наработка на отказ;
- среднее время восстановления.

Таблица 1

Характеристика количественных показателей надёжности

Наименование показателя надёжности	Аналитические методы определения величины показателя	
	теории вероятности	математической статистики
Вероятность безотказной работы	$p(t) = p(t > \tau)$	$p^*(t) = 1 - \frac{n(t)}{N}$
Вероятность отказа	$q(t) = 1 - p(t)$	$q^*(t) = \frac{n(t)}{N}$
Интенсивность отказов	$\lambda(t) = \frac{1}{p(t)} \cdot \frac{dq(t)}{dt}$	$\lambda^*(t) = \frac{n(t)}{(N - n(t)) \cdot t}$
Средняя наработка на отказ	$T_1 = \int_0^{\infty} p(t) dt$	$T_1^* = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^N \tau_i$

Для оценки надёжности вместе с единичными показателями применяются комплексные показатели надёжности, которые одновременно характеризуют несколько свойств элементов СЭС АП [4; 7]:

- коэффициент готовности;
- коэффициент вынужденного простоя;
- коэффициент отказов;
- коэффициент относительного простоя.

В зависимости от целей управления показатели надёжности характеризуют уровень надёжности потребления энергии для ПЭ или уровень надёжности технических устройств.

Действующая система показателей надёжности СЭС АП (единичных и комплексных) ориентирована на сбор и аналитическую обработку предварительной информации, которая в дальнейшем составит методическую основу для проектирования новых объектов (систем электроснабжения).

Располагая информацией о количественных значениях показателей для отдельных элементов, можно рассчитать надёжность соответствующей структурной системы электроснабжения.

На рис. 2 представлена укрупненная логическая схема СЭС АП.

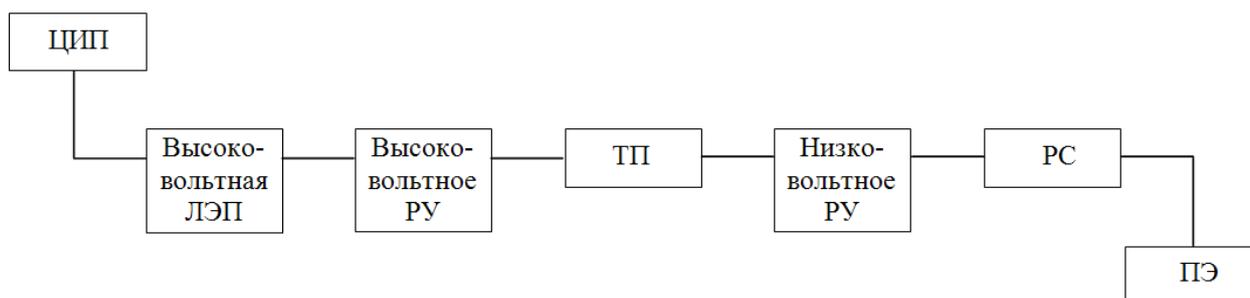


Рис. 2. Логическая схема СЭС АП

На рис. 2 приняты следующие сокращения: ЦИП – централизованный источник питания; ЛЭП – линия электропередач; ТП – трансформаторная подстанция; РУ – распределительное устройство; РС – распределительная сеть; ПЭ – потребитель электроэнергии.

Количественный показатель надёжности системы в формате вероятности безотказной работы (табл. 1) представляется в виде

$$P(t) = P_{\text{ЦИП}}(t) \cdot P_{\text{в.ЛЭП}}(t) \cdot P_{\text{в.РУ}}(t) \cdot P_{\text{ТП}}(t) \cdot P_{\text{н.РУ}}(t) \cdot P_{\text{РС}}(t) \cdot P_{\text{ПЭ}}(t), \quad (1)$$

где

$$P_{\text{ЦИП}}(t) \neq P_{\text{в.ЛЭП}}(t) \neq P_{\text{в.РУ}}(t) \neq P_{\text{ТП}}(t) \neq P_{\text{н.РУ}}(t) \neq P_{\text{РС}}(t) \neq P_{\text{ПЭ}}(t). \quad (2)$$

Анализ логической схемы СЭС АП показывает, что подключение структурных элементов производится по последовательной схеме [4]. При необходимости изменить, а точнее, увеличить значение показателя вероятности безотказной работы системы возможно одним из трёх способов:

способ 1 – параллельным присоединением технических устройств только для одного структурного элемента (рис. 3);

способ 2 – параллельным присоединением технических устройств для нескольких (более одного) структурных элементов (рис. 4);

способ 3 – параллельным присоединением технических устройств для всех структурных элементов (рис. 5).

Способ 1 предполагает решение задачи повышения надёжности СЭС АП увеличением показателя надёжности для самого «ненадёжного» структурного элемента, например, при исходном условии

$$P_{\text{в.ЛЭП}}(t) < P_{\text{в.РУ}}(t) < P_{\text{ТП}}(t) < P_{\text{н.РУ}}(t) < P_{\text{РС}}(t) < P_{\text{ПЭ}}(t) < P_{\text{ЦИП}}(t). \quad (3)$$

Параллельное подключение технических устройств для рассматриваемого структурного элемента возможно с применением нескольких, двух и более, технических устройств (например, трёх высоковольтных ЛЭП: ЛЭП 1, ЛЭП 2, ЛЭП 3 (рис. 3)), характеристики показателей надёжности которых могут быть приняты одинаковыми или различными.

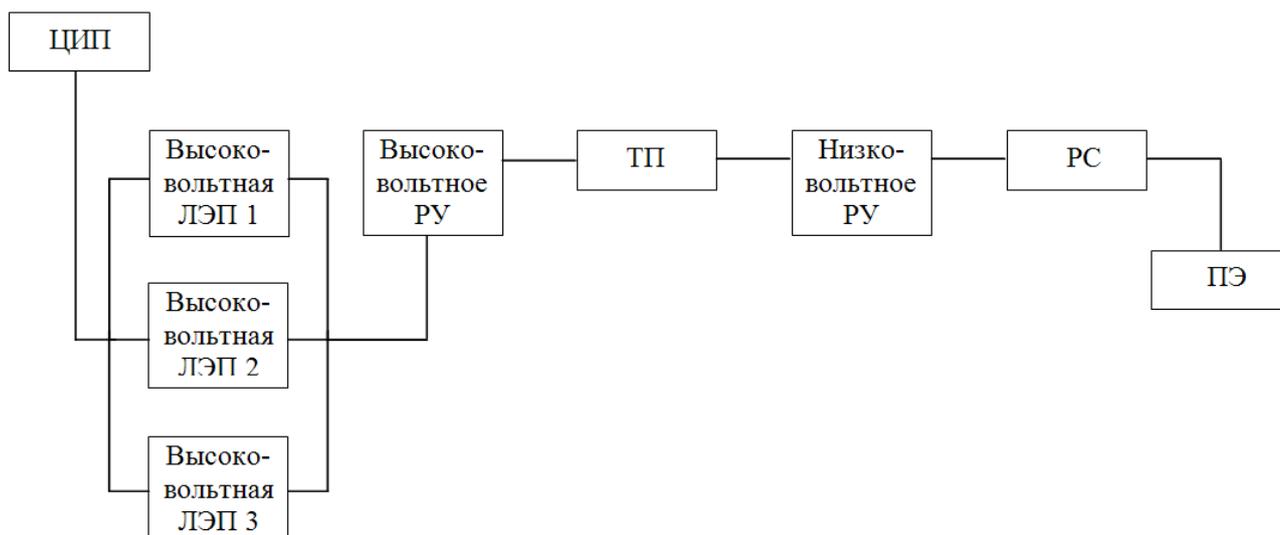


Рис. 3. Логическая схема СЭС АП при параллельном присоединении устройств только для одного структурного элемента

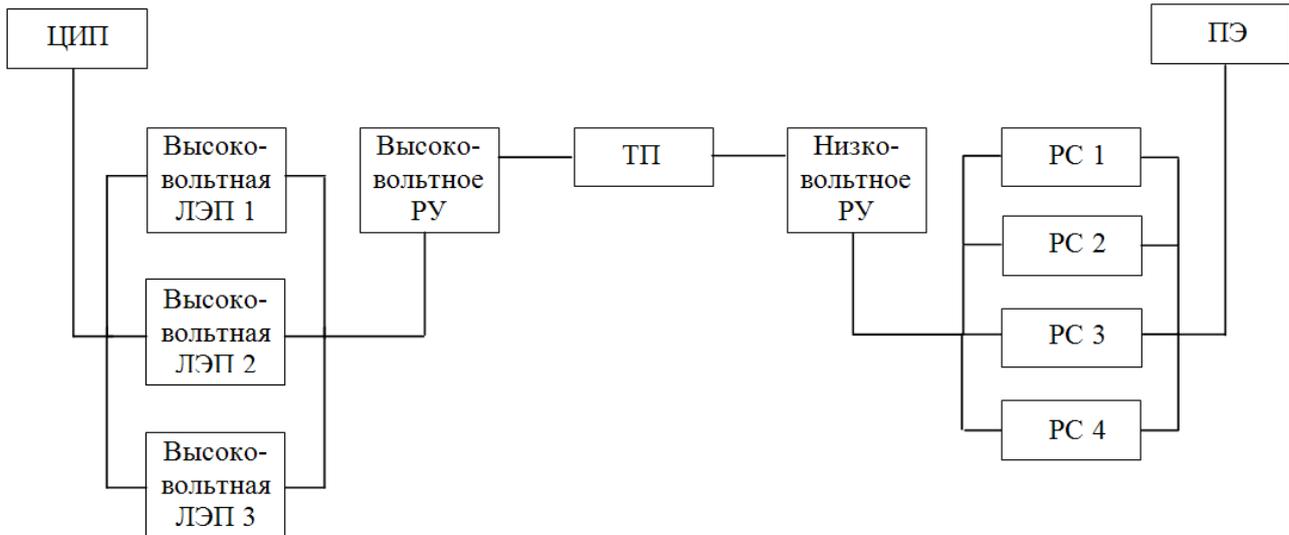


Рис. 4. Логическая схема СЭС АП при параллельном присоединении устройств для нескольких (более одного) структурных элементов

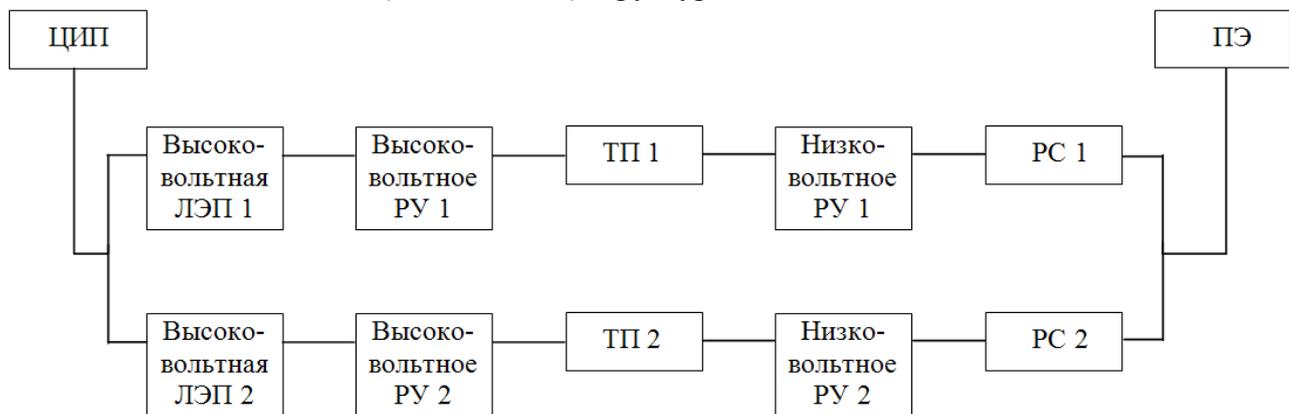


Рис. 5. Логическая схема СЭС АП при параллельном присоединении устройств для всех элементов системы

Способ 2 предполагает решение задачи повышения надёжности СЭС АП увеличением показателя надёжности для нескольких (более одного) структурных элементов, например, при исходном условии

$$P_{\text{в.лэп}}(t) < P_{\text{рс}}(t) < P_{\text{в.ру}}(t) < P_{\text{тп}}(t) < P_{\text{н.ру}}(t) < P_{\text{пэ}}(t) < P_{\text{цип}}(t). \quad (4)$$

Параллельное подключение технических устройств для рассматриваемых структурных элементов возможно с применением нескольких, двух и более, технических устройств (например, трёх высоковольтных ЛЭП: ЛЭП 1, ЛЭП 2, ЛЭП 3 и четырёх РС: РС 1, РС 2, РС 3, РС 4 (рис. 4)), с различными или одинаковыми значениями показателей надёжности.

Способ 3 предполагает решение задачи повышения надёжности СЭС АП кратным увеличением показателя надёжности с применением нескольких, двух и более, независимых систем (например, двух независимых систем (рис. 5)).

Рассмотренные способы увеличения показателей надёжности СЭС АП формируют систему резервирования основных (или минимально необходимых) технических устройств для обеспечения электроэнергией ПЭ в аэропорту. Способ резервирования, состав и характеристики технических устройств регламентируются нормативными документами и технико-экономическим обоснованием [7; 8; 9].

Математическая модель вероятности надёжности электроснабжения

Действующая нормативная база, регламентирующая порядок применения резервирования технических устройств (постоянных и замещающих) структурных элементов СЭС АП, характеризуется ретроспективным влиянием на вопросы, связанных с проектированием новых объектов.

Изменения в условиях проектирования утверждаются только после накопления определенного объема статистической (абсолютно достоверной) информации и методической обработки данных. Влияние динамически изменяющейся окружающей (искусственной и естественной) среды способно достаточно серьезно повлиять на условия функционирования системы (например, влияние гололедных нагрузок на провода высоковольтных ЛЭП может привести к отказу как для резервируемых систем (рис. 3-5), так и для нерезервируемой системы электроснабжения (рис. 2)). Человеческий фактор в формате персонала, который привлекается к обслуживанию, управлению и контролю технических систем, при недостаточном уровне квалификации вполне способен внести коррективы в предполагаемый при проектировании уровень надёжности СЭС АП.

Для решения задач проектирования СЭС АП, связанных с факторами, не конкретизированными положениями нормативными документами, используются модели физического и нефизического характера [8; 9].

Физические модели, такие как тренажёры и стенды, используются для анализа материальной части, модели нефизического характера применяются для решения аналитических задач [10].

Концепция построения моделей нефизического характера включает в себя понятия моделирования деревьев событий и деревьев отказов.

Математические модели дерева событий и дерева отказов позволяют аналитически моделировать и анализировать пути протекания процессов в системе, определять характеристики взаимодействия элементов модели и получать простое представление полученных характеристик надёжности для структурных элементов СЭС АП.

Выводы

Рассмотрены основные структурные элементы системы электроснабжения аэропорта. Приведена классификация количественных показателей надёжности и способов повышения их значений. Проведен анализ возможностей и необходимости применения математических моделей для характеристики уровня надёжности систем электроснабжения.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Аэропорты. Приложение № 14 к конвенции о международной гражданской авиации. Международные стандарты и рекомендуемая практика.* 3-е изд. Монреаль: ИКАО, 1999. 222 с.
2. *Doc 9137. Руководство по аэропортовым службам. Часть 9. Практика технического обслуживания аэропортов. Международная Организация Гражданской Авиации.* 1-е изд. Монреаль: ИКАО, 1984. [Электронный ресурс]. URL: http://www.aviadocs.net/icaodocs/Docs/9137_9_conc_ru.pdf.
3. **Ашфорд Н.** *Функционирование аэропорта* / Н. Ашфорд, П.М. Стентон, К.А. Мур / пер. с англ. В.И. Ноздрина. М.: Транспорт, 1990. 417 с.
4. **Гладыш И.С., Андреев П.Л.** *Электроснабжение аэропортов: учеб. пособие для средних специальных учебных заведений гражданской авиации.* М.: Транспорт, 1979. 247 с.
5. **Рябинин И.А.** *Надёжность и безопасность структурно-сложных систем.* СПб.: Политехника, 2000. 304 с.
6. Федеральная целевая программа Энергоснабжения России (1998-2005 гг.).
7. **Фокин Ю.А.** *Вероятностно-статистические методы в расчётах систем электроснабжения.* М.: Энергоатомиздат, 1985. 215 с.
8. **ГОСТ 27.310-95.** *Надёжность в технике. Анализ видов, последствий и критичности отказов. Основные положения.* М.: Изд-во стандартов, 1998. 64 с.
9. **ГОСТ 27003-83.** *Выбор и нормирование показателей надёжности. Основные положения.* М.: Изд-во стандартов, 1984. 20 с.

10. Черкесов Г.Н., Можяев А.С. *Методы и модели оценки живучести сложных систем*. М.: Знание, 1985. 529 с.

RELIABILITY ASSESSMENT OF AIRPORT SYSTEMS OF POWER SUPPLY

Marasanov P.O.

The modern airport is a key element of civil aviation. Safety of flight of civil aviation depends on a number of indicators, and reliability of power supply system of the airport is one of them. Level of reliability system of power is determined by interaction of structural elements. In the article questions of quantitative indices of reliability are considered. Conditions of application of mathematical models are also considered.

Keywords: airport, safety of flight, reliability assessment of power system, methods of determination of reliability, mathematical models.

REFERENCES

1. *Aeroporty. Prilozheniye № 14 k konventsii o mezhdunarodnoy grazhdanskoj aviatsii. Mezhdunarodnyye standarty i rekomenduyemaya praktika*. 3 izd. Monreal': ICAO. 1999. 222 p. (In Russian).
2. *Doc 9137. Rukovodstvo po aeroportovym sluzhbam. Chast' 9. Praktika tekhnicheskogo obsluzhivaniya aeroportov. Mezhdunarodnaya Organizatsiya Grazhdanskoj Aviatsii*. 1-ye izd. Monreal': ICAO. 1984. URL: http://www.aviadocs.net/icaodocs/Docs/9137_9_conc_ru.pdf. (In Russian).
3. Ashford N. Funktsionirovaniye aeroporta. N. Ashford, P.M. Stenton, K.A. Mur. Per. s angl. V.I. Nozdrina. M.: Transport. 1990. 417 p. (In Russian).
4. Gladyshev I.S., Andreyev P.L. *Elektrosnabzheniye aeroportov. Uchebnoye posobiye dlya srednikh spetsial'nykh uchebnykh zavedeniy grazhdanskoj aviatsii*. M.: Transport. 1979. 247 p. (In Russian).
5. Ryabinin I.A. *Nadozhnost' i bezopasnost' strukturno-slozhnykh sistem*. SPb.: Politekhnik. 2000. 304 p. (In Russian).
6. *Federal'naya tselevaya programma Energosnabzheniya Rossii (1998-2005 gg.)*. (In Russian).
7. YU.A. Fokin. *Veroyatnostno-statisticheskiye metody v raschetakh sistem elektrosnabzheniya*. M.: Energoatomizdat. 1985. 215 p. (In Russian).
8. GOST 27.310-95. *Nadezhnost' v tekhnike. Analiz vidov, posledstviy i kritichnosti otkazov. Osnovnyye polozheniya*. M.: Izd-vo standartov. 1998. 64 p. (In Russian).
9. GOST 27003-83. *Vybor i normirovaniye pokazateley nadozhnosti. Osnovnyye polozheniya*. M.: Izd-vo Standartov. 1984. 20 p. (In Russian).
10. Cherkosov G.N., Mozhayev A.S. *Metody i modeli otsenki zhivuchesti slozhnykh sistem*. M.: Znaniye. 1985. 529 p. (In Russian).

Сведения об авторе

Марасанов Павел Олегович, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – системы электроснабжения аэропортов.

УДК 621.31

ТЕНДЕНЦИИ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОГО ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

А.В. ЛЁВИН, С.П. ХАЛЮТИН, Б.В. ЖМУРОВ

Рассматриваются результаты исследования тенденций перспектив развития электрооборудования летательных аппаратов на основе анализа достижений отечественных и зарубежных производителей. Показывается, что определяющим фактором в повышении электрификации оборудования самолётов являются требования энергоэффективности и экологичности. Приводятся теоретические и достигнутые количественные характеристики агрегатов, устройств и элементов электроэнергетического комплекса, которые должны определять облик перспективных систем электрооборудования.

Ключевые слова: электрооборудование, полностью электрический самолёт.

Одним из важных направлений развития авиации является переход к концепции самолета с полностью электрифицированным оборудованием (ПЭС) [1; 2; 10; 11; 12-15], под которой понимается самолет с единой централизованной системой электроснабжения, обеспечивающей энергетические потребности самолета.

В мире продолжается поиск принципиально новых подходов к построению энергетической системы самолета в связи с отказом от применения вспомогательных гидравлической и пневматической энергосистем и их замены только на электрическую энергию, что обеспечивает, как известно, уменьшение взлетной массы, упрощение бортовых систем, уменьшение стоимости эксплуатации, повышение экологичности.

Массоэнергетические характеристики электроэнергетического комплекса летательного аппарата существенно зависят от величины напряжения и рода тока в централизованной сети. Применительно к оборудованию, использующему традиционные технологии, проведено большое количество исследований [17], в которых установлено, что масса распределительной сети, а также коммутационной и защитной аппаратуры снижается с ростом напряжения до уровня 350-400 В, причем особенно эффективно снижается масса распределительной сети на постоянном токе. Так масса сети постоянного тока 270 В с применением в качестве обратного провода корпуса летательного аппарата примерно вдвое меньше стандартной сети переменного тока 115/200 В, 400 Гц той же мощности.

Необходимо отметить, что концепция полностью электрического самолета базируется в основном на достижениях в области силовой электроники, а также новых электротехнических материалов.

Развитие концепции ПЭС связано со следующими тенденциями развития авиационного оборудования:

- существенным повышением мощности самолетных систем электроснабжения (рис. 1) до 200-300 кВт на канал; при этом увеличение мощности источников электрической энергии требует поиска новых решений как при проектировании традиционных электрических генераторов, так и создании источников, работающих на иных физических принципах (например, электрохимических генераторов);

- отказом от применения гидромеханических приводов постоянной частоты вращения, что обуславливает переход к сетям переменного тока плавающей частоты 380-800 Гц;

- переходом от пневмотурбозапуска авиационных двигателей к электрическому запуску, причем в качестве стартера используется генератор в обратном режиме, что требует разработки обратимых транзисторных инверторов большой мощности;

- существенным увеличением количества электроприводов бортовых потребителей, что приводит к значительному усложнению конфигурации бортовой сети и существенному увеличению массы силовой и информационной проводки (это вызывает необходимость применения бесконтактной транзисторной аппаратуры постоянного и переменного тока с дистанционным управлением и встроенным контролем, совместимым с микропроцессорной системой управления нагрузками);

- существенным увеличением протяженности электропроводящих сетей, что делает актуальным увеличение точности стабилизации напряжения первичных источников напряжения и способствует снижению ее суммарной массы; в настоящее время на больших самолетах протяженность проводов составляет несколько сотен километров, а их масса – несколько тонн;

- дальнейшим развитием силовой электроники и микроэлектроники, что позволит в будущем отказаться от систем вторичного электроснабжения и при необходимости позволит использовать встроенные в приемник преобразователи электрической энергии.

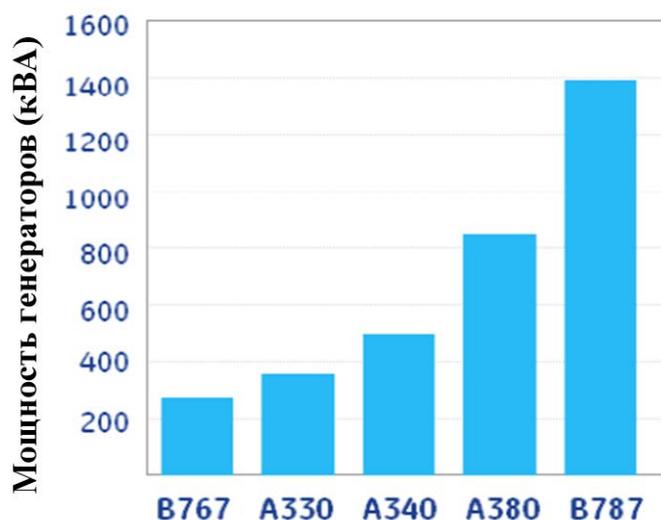


Рис. 1. Установленная мощность ЭЭ пассажирских самолетов

В настоящее время практически вся электроэнергия, необходимая для полета самолета, вырабатывается синхронными генераторами с приводом от маршевых авиационных двигателей, в основном это – трехкаскадные бесщёточные синхронные генераторы, мощность которых уже достигла 250 кВт при скоростях вращения от 12 до 24 тыс. об/мин. Причем генераторы выполняют функции и стартеров авиационных маршевых двигателей.

Масса генераторов при мощностях 200-300 кВт может составлять 40-60 кг, при этом тепловые потери составят 20-40 кВт. Дальнейшее снижение массы и габаритов генераторов возможно за счёт применения магнитных материалов, например, аморфных сплавов, имеющих значительно меньше потерь при перемагничивании. Особые требования предъявляются к системе интенсивного жидкостного охлаждения, которая является неотъемлемой частью конструкции машины. Для самолетов с длительными режимами полета наиболее целесообразна система охлаждения с передачей тепла к топливу через промежуточный теплоноситель.

Обобщая указанные особенности, можно сформулировать основные тенденции развития авиационной электроэнергетики:

- существенное увеличение мощности источников электрической энергии на борту самолета;
- появление гибридных и электрических силовых установок;
- увеличение необходимых видов электрической энергии (напряжение, частота тока и т.д.);
- увеличение количества потребителей электрической энергии, имеющих импульсно-периодический характер потребления.

Учитывая сформулированные тенденции, а также необходимость выбора наиболее эффективных проектных решений, необходимо определить пути и перспективы развития авиационного электрооборудования, которые основаны на решении ряда оптимизационных задач для некоторого обобщенного критерия эффективности.

В общем случае эффективность электроэнергетической системы (ЭЭС) определяется множеством параметров, которые можно условно объединить в группы (эксплуатационные, экономические, технические, технологические и др.). Определение конкретных требований к ЭЭС – это задача главного конструктора самолета.

Эффективность электроэнергетической системы как физической энергетической системы можно оценить на основе структурно-функционального принципа – эффективность каждого элемента при оптимальной (с точки зрения снижения потерь) структуре. Одним из элементов ЭЭС является удельная мощность. Для генераторов этот показатель достигает 0,15-0,2 кг/кВт; для статических преобразователей (выпрямительных устройств, инверторов и др.) – до 0,3-0,5 кг/кВт. Соотношение удельной мощности и удельной энергии аккумуляторных батарей приведено на рис. 2.

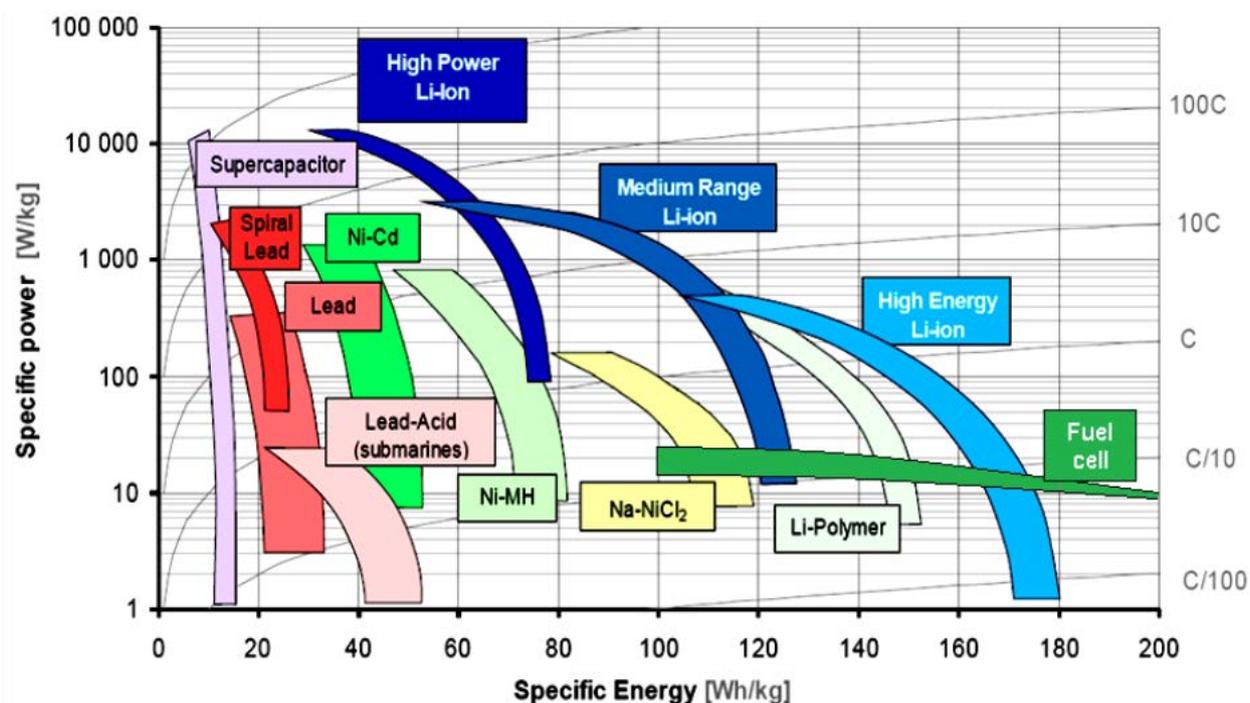


Рис. 2. Соотношение удельной энергии и удельной мощности аккумуляторных батарей

Важным критерием для оценки потенциальной эффективности проектируемого воздушного судна является суммарная энергоёмкость запасенной на борту энергии. Основная конкуренция при этом возникает между углеводородным топливом и электрохимическими источниками энергии. Из электрохимических систем наибольшей теоретической энергоёмкостью [4] в порядке убывания обладают следующие:

- литий-воздушная = 13000 Вт ч/кг (без учета массы окислителя);
- литий-фторная = 6300 Вт ч/кг;
- натрий-серная (комнатная температура) = 1500 Вт ч/кг;
- литий-ионная = 500-800 Вт ч/кг;
- свинцово-кислотная = 160 Вт ч/кг.

Как известно, теплота сгорания бензина – 11600 Вт ч/кг.

Однако работы по созданию более эффективных электрохимических накопителей продолжают. Так группа исследователей из университета Массачусетса в Бостоне (University of Vassachusetts, Boston) во главе с доктором Стюартом Личтом (Stuart Licht) разработала новый тип возобновляемого электрохимического источника тока – воздушно-цинкового элемента (zinc-air fuel cell), в котором электричество производится при окислении цинка [4]. По расчетам он впервые сможет превзойти по удельной емкости бак с бензином, а также – все другие электрохимические генераторы и все типы перезаряжаемых аккумуляторных батарей. Новый тип электрохимической ячейки может превзойти (рис. 3) по «калорийности» и бензин (причем почти вдвое), и жидкий водород (в два с лишним раза), и воздушно-цинковые элементы (почти втрое), и литиево-ионные батареи (в десять раз).

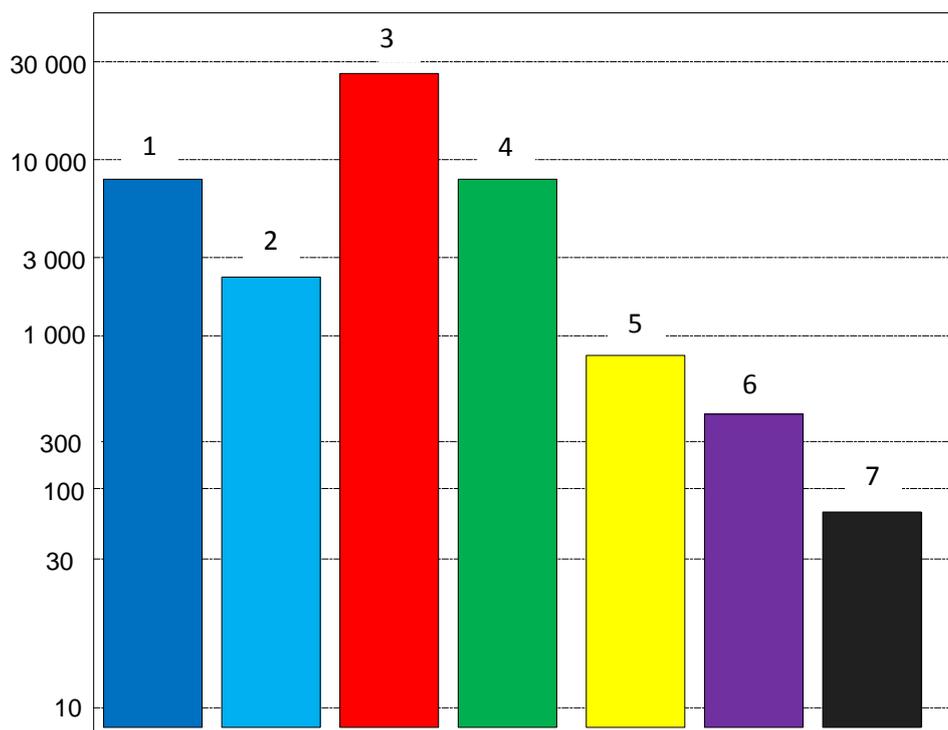


Рис. 3. Сравнение экспериментального типа воздушно-ванадиево-боридных ячеек (3) с бензином (1), жидким водородом (2), цинковым элементом (4), литиево-ионным аккумулятором (5), никелево-металлогидридной батареей (6) и аккумулятором свинцово-кислотным (7). Слева – плотность энергии (Вт ч/л).

Шкала – нелинейная (иллюстрация Licht et.al.)

Таким образом, создание полностью электрического самолета с электрическими силовыми установками возможно при улучшении массогабаритных характеристик энергосистемы, в первую очередь, высокомоментного вентильного электрического двигателя для вращения винта.

Это возможно при использовании нанотехнологий и создании на их основе постоянных магнитов с удельной энергией до 400-450 кДж/м³ при сохранении этих свойств до температуры 300 – 350⁰ С и дальнейшем развитии торцевых вентильных двигателей с установкой магнитов по системе Хальбаха (тангенциально-радиальная схема), что уже позволяет достичь удельно-массовых электрических двигателей в пределах 0,12-0,15 кг/кВт.

Известны и другие пути улучшения массо-габаритных параметров электрических машин (рис. 4).

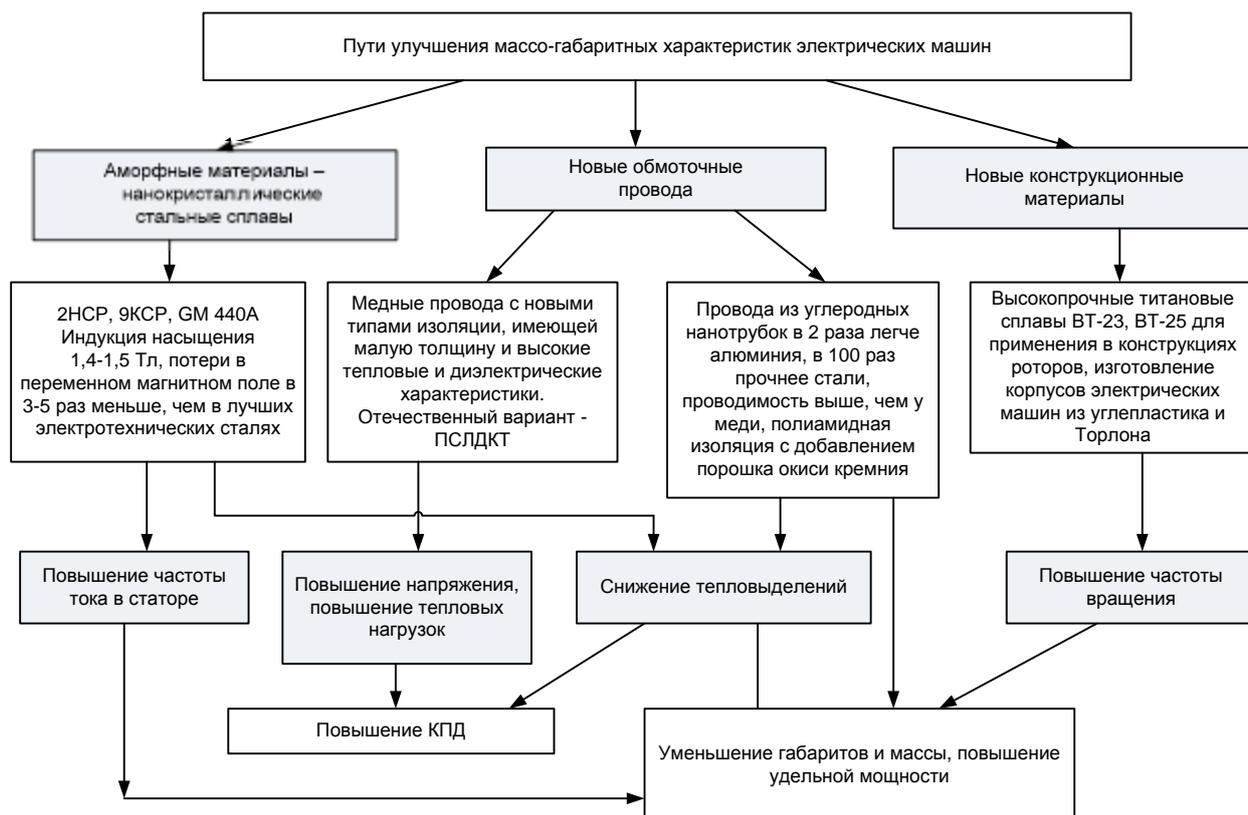


Рис. 4. Пути улучшения массогабаритных характеристик электрических машин

Важной задачей для авиационного электрооборудования по-прежнему остается создание автономных исполнительных приводов управления и механизации крыла, где используют два основных типа электрических приводных устройств, различающихся по принципу действия, общей основой для которых является вентильный электродвигатель:

- электрогидростатический (ЭГСР) с гидравлическим редуктором;
- электромеханический (ЭМП) с механическим редуктором.

В ЭГСР электродвигатель и насос с наклонной шайбой установлены в одном корпусе с общим радиатором и имеют общее охлаждение рабочей жидкостью, которая находится в баке, являющимся элементом конструкции привода. Электромеханические приводы большой мощности в настоящее время могут быть использованы на самолете для функционирования устройств, не требующих высоких динамических характеристик (малого фазового запаздывания).

Для более широкого применения ЭМП необходимо пройти достаточно длительный путь их совершенствования в следующих аспектах:

- решение проблемы снижения массы электродвигателя с редуктором примерно в два раза до уровня (0,3-0,4 кг/кВт);
- повышение надежности механического редуктора;
- решение проблем возможного появления в эксплуатации люфтов.

Наличие на современном магистральном самолете не менее 500 автоматов защиты, использование более 1000 контакторов, реле, концевых выключателей предъявляет к системе распределения электрической энергии иной подход и требует создание специальных распределительных устройств (рис. 5) [17].

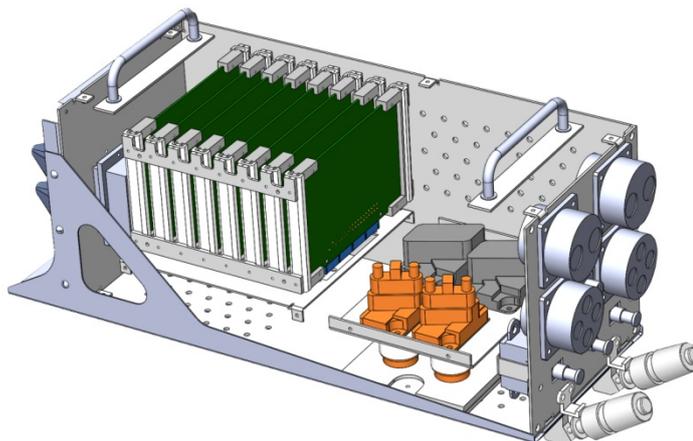


Рис. 5. Интеллектуальное распределительное устройство

Сейчас очевидно, что разработать систему распределения электропитания для перспективных систем электроснабжения (СЭС переменного тока напряжением 200/115 В, переменной частоты или СЭС постоянного тока напряжением 270 В) с использованием контактных коммутационных элементов и тепловых автоматов защиты практически невозможно. Поэтому необходима реализация автоматической системы управления вторичным распределением электроэнергии с применением бесконтактных автоматов защиты и коммутации, микропроцессорных средств и сетевых технологий при организации информационного обмена между элементами системы.

Выводы

Представляется, что перспективными направлениями развития электрооборудования летательных аппаратов будут следующие:

- существенное повышение интеграции электрооборудования с силовой установкой вплоть до ее замены на электрическую;
- децентрализация генерирования электроэнергии и ее потребления (как по виду, так и по расположению выбранных центров управления нагрузками);
- применение единых интеллектуальных систем управления для электроснабжения и потребления электроэнергии.

ЛИТЕРАТУРА

1. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Тюляев М.Л. [и др.]. *Системы электроснабжения летательных аппаратов*. М.: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2010.
2. Лёвин А.В., Мусин С.М., Харитонов С.А., Ковалёв К.Л., Герасин А.А., Халютин С.П. *Электрический самолёт: концепция и технологии*. Уфа: УГАТУ, 2014. 388 с.
3. Халютин С.П. Математическое моделирование электроэнергетических комплексов самолетов с использованием объектного подхода // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2007. № 115. С. 105-111.
4. *Электрохимическая ячейка впервые превзойдет по энергоёмкости бензин*. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.membrana.ru/particle/12833>.
5. Халютин С.П. Объектно-энергетический метод конструирования моделей энергетических систем // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2007. № 1. С. 24-28.
6. Титов А.А., Халютин С.П. Метод предельных состояний для нахождения напряжения и тока в линейной электрической цепи // *Информационно-измерительные и управляющие системы*. 2008. Т. 6. № 11. С. 31-41.
7. Жмуров Б.В., Халютин С.П. Структурно-функциональное моделирование электроэнергетических систем самолета // *Проблемы безопасности полетов*. 2009. № 6. С. 45-53.
8. Жмуров Б.В., Халютин С.П., Корнилов С.В. Развитие структурно-функционального моделирования электроэнергетических систем самолета // *Проблемы безопасности полетов*. 2009. № 8. С. 53-62.

9. Харьков В.П., Бронников А.М., Журавлев Д.А. Адаптируемость системы управления с идентификатором и эталонной моделью без измерения производной вектора состояния // *Информационно-измерительные и управляющие системы*. 2011. Т. 6. С. 96.
10. Халютин С.П. Проблемы создания автономных рулевых приводов для систем управления полетом // *Датчики и системы*. 2002. № 7. С. 22.
11. Потёмкин А.В., Горшков П.С., Халютин С.П. Методика синтеза структурных схем системы электроснабжения воздушных судов / *Труды международного симпозиума «Надежность и качество»*. 2013. Т. 1. С. 318-321.
12. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Старостин И.В., Тюляев М.Л. *Моделирование сложных электроэнергетических систем летательных аппаратов*. М.: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2010.
13. Faleiro L. Beyond the More Electric Aircraft // *Aerospace America*. September 2005. Pp 35-40.
14. Mechem M., Norris G. Electric Jet // *Aviation Week and Space Technology*. November 26. 2007.
15. Electric Dream // *Flight International*. 26 September – 2 October 2006.
16. *Интеллектуальное распределительное устройство (ИПУ-3500)*. [Электронный ресурс]. URL: <http://xlabns.ru/index.php?id=8>.
17. Отчет № 202-08-VIII. Исследования по повышению уровня электрификации самолетов в обеспечение их конкурентоспособности по эксплуатационным характеристикам. М.: НИИАО, 2008.

TRENDS AND PROSPECTS OF AVIATION EQUIPMENT DEVELOPMENT

Levin A.V., Khalyutin S.P., Zhmurov B.V.

The article discusses the results of the aircraft electrical equipment development trends and prospects research based on the analysis of domestic and foreign manufacturers achievements. It is shown that the determining factor in the increasing electrification of aircraft equipment is energy efficiency and ecological compatibility. Theoretical and achieved quantitative characteristics of the units, devices, and elements of the electrical systems, which must determine the layout of advanced systems of electrical equipment are presented.

Keywords: electrical equipment, all-electric aircraft.

REFERENCES

1. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V., Tyulyayev M.L. [i dr.]. *Sistemy elektrosnabzheniya letatel'nykh apparatov*. М.: VUNTS VVS «VVA». 2010. (In Russian).
2. Lovin A.V., Musin S.M., Kharitonov S.A., Kovalov K.L., Gerasin A.A., Khalyutin S.P. *Elektricheskiy samolet: kontseptsiya i tekhnologii*. Ufa:UGATU. 2014. 388 p. (In Russian).
3. Khalyutin S.P. Matematicheskoye modelirovaniye elektroenergeticheskikh kompleksov samoletov s ispol'zovaniyem ob'yektnogo podkhoda. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2007. № 115. Pp. 105-111. (In Russian).
4. *Elektrokhimicheskaya yacheyka v pervyye prevzoydot po energoyomkosti benzin*. URL: <http://www.membrana.ru/particle/12833>. (In Russian).
5. Khalyutin S.P. Ob'yektno-energeticheskiy metod konstruirovaniya modeley energeticheskikh sistem. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravleniye*. 2007. № 1. Pp. 24-28. (In Russian).
6. Titov A.A., Khalyutin S.P. Metod predel'nykh sostoyaniy dlya nakhozheniya napryazheniya i toka v lineynoy elektricheskoy tsepi. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy*. 2008. Т. 6. № 11. Pp. 31-41. (In Russian).
7. Zhmurov B.V., Khalyutin S.P. Strukturno-funktsional'noye modelirovaniye elektroenergeticheskikh sistem samoleta. *Problemy bezopasnosti poletov*. 2009. № 6. Pp. 45-53. (In Russian).
8. Zhmurov B.V., Khalyutin S.P., Kornilov S.V. Razvitiye strukturno-funktsional'nogo modelirovaniya elektroenergeticheskikh sistem samoleta. *Problemy bezopasnosti poletov*. 2009. № 8. Pp. 53-62. (In Russian).
9. Khar'kov V.P., Bronnikov A.M., Zhuravlev D.A. Adaptiruyemost' sistemy upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu bez izmereniya proizvodnoy vektora sostoyaniya. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy*. 2011. Т. 6. P. 96. (In Russian).
10. Khalyutin S.P. Problemy sozdaniya avtonomnykh rulevykh privodov dlya sistem upravleniya poletom. *Datchiki i sistemy*. 2002. № 7. P. 22. (In Russian).
11. Potomkin A.V., Gorshkov P.S., Khalyutin S.P. Metodika sinteza strukturnykh skhem sistemy elektrosnabzheniya vozdushnykh sudov. *Trudy mezhdunarodnogo simpoziuma «Nadezhnost' i kachestvo»*. 2013. Т. 1. P. 318-321. (In Russian).
12. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V., Starostin I.V., Tyulyayev M.L. *Modelirovaniye slozhnykh elektroenergeticheskikh sistem letatel'nykh apparatov*. М.: VUNTS VVS «VVA». 2010. (In Russian).
13. Faleiro L. Beyond the More Electric Aircraft. *Aerospace America*. September 2005. Pp. 35-40.
14. Mechem M., Norris G. Electric Jet. *Aviation Week and Space Technology*. November 26. 2007.

15. Electric Dream. *Flight International*. 26 September – 2 October 2006.

16. *Intellektual'noye raspredelitel'noye ustroystvo (IRU-3500)*. URL: <http://xlab-ns.ru/index.php?id=8>. (In Russian).

17. Otchet № 202-08-VIII. Issledovaniya po povysheniyu urovnya elektrifikatsii samoletov v obespecheniye ikh konkurentosposobnosti po ekspluatatsionnym kharakteristikam. M.: NIIAO. 2008. (In Russian).

Сведения об авторах

Лёвин Александр Владимирович, 1949 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1972), профессор, доктор технических наук, заместитель генерального директора по науке ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», автор более 130 научных работ, область научных интересов – авиационная электроэнергетика, нетрадиционная электроэнергетика.

Халютин Сергей Петрович, 1968 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1990), МГУ им. М.В. Ломоносова, профессор, доктор технических наук, генеральный директор ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», профессор кафедры электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, автор более 120 научных работ, область научных интересов – электроэнергетика автономных объектов.

Жмуров Борис Владимирович, 1974 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2004), доцент, кандидат технических наук, начальник научно-конструкторского отдела ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», автор более 50 научных работ, область научных интересов – электроэнергетика автономных объектов.

УДК 629.734.735

НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТОГО САМОЛЕТА

В.П. ХАРЬКОВ, А.А. БОГДАНОВ, Б.В. ЖМУРОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Халютиным С.П.

В статье рассмотрены вопросы, связанные с возможностью создания электрического экологически чистого воздушного судна. Предложено в качестве источника электрической энергии использовать современные накопители на основе литий-тионилхлорида.

Ключевые слова: электрический самолёт, экологичность.

Стремительное увеличение авиатранспорта и его роли в жизни мирового сообщества оказывает существенное влияние на окружающую среду, что дает предпосылки к созданию более экологически чистого самолета. Как известно, на воздушном судне (ВС) основным источником эмиссии вредных веществ является авиационный двигатель (АД), в котором создание реактивной тяги осуществляется посредством преобразования внутренней энергии топлива в кинетическую энергию реактивной струи рабочего тела. В результате окислительной реакции выбрасываются различные продукты горения, ухудшающие состав атмосферы, и тем самым вносится свой негативный вклад в изменение климата на планете.

Однако АД, наряду с отрицательными качествами, играет одну из основных ролей в воздухоплавании. С помощью него создается не только тяга ВС, но и осуществляется преобразование механической энергии в электрическую, гидравлическую и пневматическую. В настоящее время перспективным направлением развития авиационного строения является создание полностью электрического самолёта, реализация которого должна привести к замене используемой в агрегатах и устройствах гидравлической и пневматической энергии на электрическую. Такая замена ставит перед авиационными специалистами целый ряд проблем, связанных с созданием электро-механических приводов (ЭМП), обладающих повышенным быстродействием. Второй проблемой создания полностью электрического самолёта является переход к экологически чистому ВС, где тяга создается посредством электрической энергии. В результате должен быть создан новый вид ВС с полностью электрифицированным оборудованием, в котором будут исключены гидравлические и пневматические энергосистемы (рис. 1). Такие работы достаточно активно ведутся в России и за рубежом [3; 11-13]. В статье рассматривается возможность построения такого воздушного судна с точки зрения замещения энергии топлива на эквивалентную электрическую энергию и определения возможного эксплуатационного диапазона (Н, М) полета ВС. Следует отметить, что при синтезе законов управления ВС [6-10] необходимо учитывать свойства электрической силовой установки.

Рассмотрим задачу определения потребной тяги на килограмм веса в зависимости от параметров полета и аэродинамической компоновки ВС. Математическую модель движения ВС будем рассматривать в траекторной системе координат. Известно, что аэродинамические силы определяются выражениями:

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S; \quad Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S; \quad X = c_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1)$$

где c_R, c_y, c_x – аэродинамические коэффициенты соответствующих аэродинамических сил, определяемые опытным путем, они зависят от формы профиля, формы крыла, компоновки крыла,

числа Маха, угла атаки и угла скольжения; $\frac{\rho V^2}{2}$ – динамический (скоростной) напор; S – площадь крыла; ρ – массовая плотность воздуха.

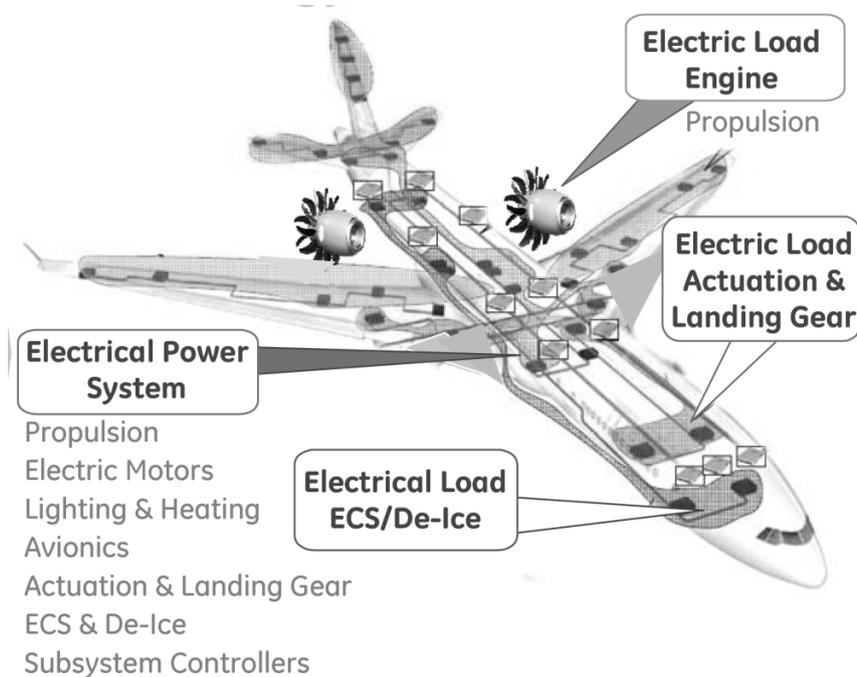


Рис. 1. Образ экологически чистого самолета

Собственное поступательное движение самолета описывается системой динамических и кинематических дифференциальных уравнений. Динамические уравнения описывают движение центра масс самолета относительно земли и параметрами движения относительно воздушного потока. Динамические уравнения получаются из векторного уравнения для количества движения относительно центра масс самолета

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{F}, \quad (2)$$

где m – масса самолета; \vec{F} – вектор сил, действующих на самолет.

С учетом изложенного в [1] векторное уравнение (2) примет следующий вид:

$$\begin{aligned} m \dot{V} &= F_{x_K}; \\ mV \dot{\theta} &= F_{y_K}; \\ mV \dot{\psi} \cos \theta &= F_{z_K}. \end{aligned} \quad (3)$$

Рассмотрим правую часть системы уравнений (3). Движение центра масс самолета в основном определяется действием трех видов сил: вектора силы тяги двигателей \vec{P} , вектора аэродинамической силы \vec{R}_A и вектора силы тяжести самолета \vec{G} . Спроецировав эти силы на оси OX и OY траекторной системы координат, получим:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= P \cos(\alpha + \varphi_{об}) - X \cos \alpha - Y \sin \alpha - G \sin \theta; \\ mV \dot{\theta} &= P \sin \alpha + Y \cos \alpha - X \sin \alpha - G \cos \theta, \end{aligned} \quad (4)$$

где α – угол атаки самолета; θ – угол наклона траектории; $\varphi_{\text{дв}}$ – угол заклинения двигателя относительно строительной оси.

Уравнения движения центра масс самолета необходимо дополнить уравнениями движения относительно центра масс

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}_R, \quad (5)$$

где \vec{K} – момент количества движения летательного аппарата; \vec{M}_R – главный момент внешних сил летательного аппарата.

Проекции вектора момента количества движения \vec{K} на подвижные оси в общем случае записываются в следующем виде:

$$\begin{aligned} K_x &= I_x \omega_x - I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z; \\ K_y &= -I_{xy} \omega_x + I_y \omega_y - I_{yz} \omega_z; \\ K_z &= -I_{xz} \omega_x + I_{yz} \omega_y - I_z \omega_z. \end{aligned} \quad (6)$$

Из уравнения (5), используя соотношения (6), получаем систему уравнений движения самолета относительно центра масс:

$$\begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} - J_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z + J_{xz} \omega_x \omega_z &= M_{R_x}; \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} - J_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + (J_x - J_z) \omega_z \omega_x + J_{yz} \omega_y \omega_z &= M_{R_y}; \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} - J_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y &= M_{R_z}. \end{aligned} \quad (7)$$

Так как $J_{xy}, J_{yz}, J_{xz}, (J_x - J_z)$ являются сравнительно малыми величинами, то ими можно пренебречь. Тогда уравнения моментов преобразуются к следующему виду:

$$\begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} &= M_{R_x}; \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} &= M_{R_y}; \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_{R_z}. \end{aligned} \quad (8)$$

Входящие в правые части уравнений моменты являются суммой аэродинамических моментов и моментов от тяги двигателя. Аэродинамические моменты записываются в виде:

$$\begin{aligned} M_x &= m_x q S l; \\ M_y &= m_y q S l; \\ M_z &= m_z q S b_a, \end{aligned} \quad (9)$$

где m_x, m_y, m_z – безразмерные коэффициенты аэродинамических моментов; q – скоростной напор; l – размах крыла; b_a – длина средней аэродинамической хорды крыла.

При решении конкретных задач динамики общая форма представления аэродинамических сил и моментов может быть упрощена. В частности, для малых углов атаки многие аэродинамические коэффициенты бокового движения становятся константами. Тогда аэродинамические коэффициенты C_x, C_y, m_z будут определяться как:

$$\begin{aligned} C_x &= C_x(\alpha); \\ C_y &= C_y^0 + C_y^\alpha \alpha + C_y^\varphi \varphi; \\ m_z &= m_z^0 + m_z^\alpha \alpha + m_z^\varphi \varphi. \end{aligned} \quad (10)$$

Для продольной плоскости математическая модель движения ВС определяется системой (4) и третьим уравнением системы (8). Тогда можно записать:

$$\begin{aligned} P \cos(\alpha + \varphi_{0\theta}) - X \cos \alpha - Y \sin \alpha - G \sin \theta &= 0; \\ P \sin \alpha + Y \cos \alpha - X \sin \alpha - G \cos \theta &= 0; \\ m_z q S b_a &= 0. \end{aligned} \quad (11)$$

Для горизонтального равномерного полета ВС характерным являются следующие равенства:

$$\frac{dV}{dt} = 0; \quad \frac{d\omega_z}{dt} = 0; \quad \frac{d\theta}{dt} = 0. \quad (12)$$

Определим балансирующие значения потребной тяги, угла атаки и угла отклонения стабилизатора ВС при полете на заданных скоростях и высотах полета. Из системы (11) с учетом (10) можно записать:

$$\begin{aligned} P &= \frac{\left[\rho \frac{V^2}{2} S \cdot \left(\frac{C_y}{\chi} \cos \alpha + C_y \sin \alpha \right) + G \sin \theta \right]}{\cos(\alpha + \varphi_{0\theta})}; \\ \alpha &= \frac{2 \cdot (-P \sin(\alpha + \varphi_{0\theta}) + G \cos \theta)}{\rho V^2 S \cdot C_y^\alpha \cdot (\chi^{-1} \sin \alpha + \cos \alpha)} \cdot \frac{\chi^{-1} (C_y^0 + C_y^\varphi \varphi) \sin \alpha + (C_y^0 + C_y^\varphi \varphi) \cos \alpha}{C_y^\alpha (\chi^{-1} \sin \alpha + \cos \alpha)}; \\ \varphi &= -\frac{m_z^0 + m_z^\alpha \alpha}{m_z^\varphi}, \end{aligned} \quad (13)$$

где $\chi = \frac{C_y}{C_x}$ – аэродинамическое качество самолета.

Результаты расчетов представлены на рис. 2, 3.

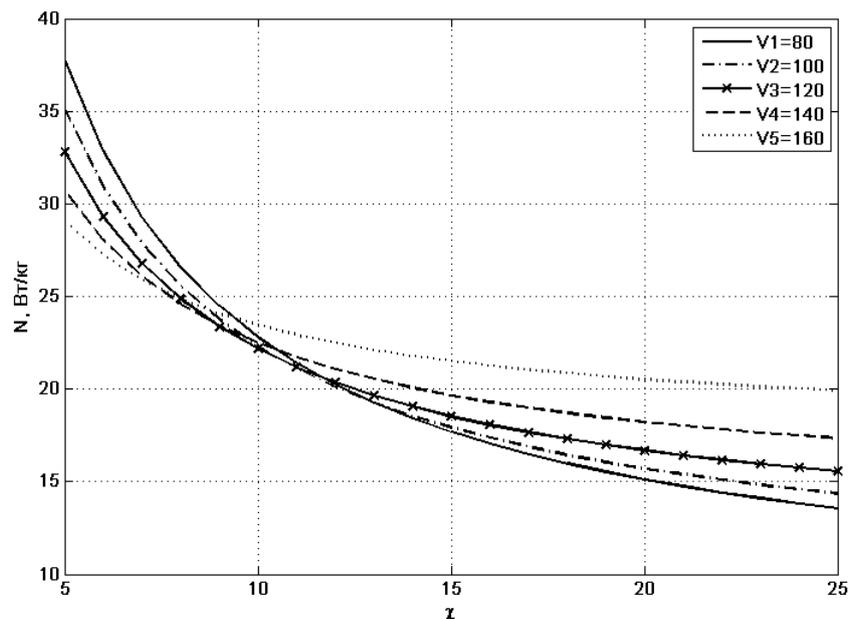


Рис. 2. График потребной мощности на килограмм веса в зависимости от аэродинамического качества при различных скоростях полета ВС (угол наклона траектории $\theta = 0^\circ$)

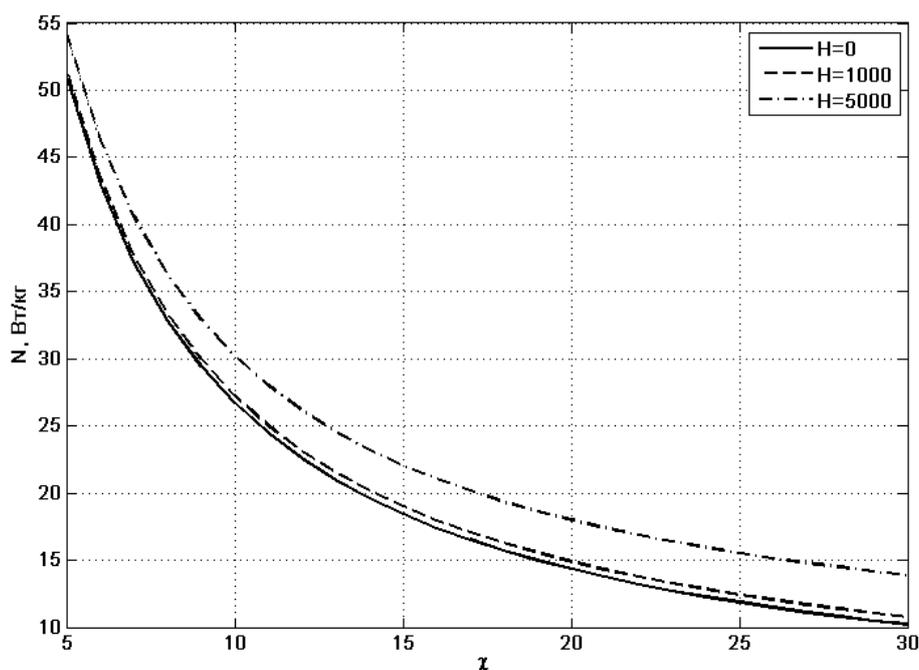


Рис. 3. График потребляемой мощности на килограмм веса в зависимости от аэродинамического качества, на различных высотах, при фиксированной скорости полета

Отметим, что при моделировании подъемная сила Y определялась для среднемагистрального ВС, а лобовое сопротивление выражалось через аэродинамическое качество, которое варьировалось в заданных пределах.

Анализ приведенных результатов показывает, что для ВС типа Ан-24 с аэродинамическим качеством ≈ 20 и скоростях полета в пределах 600 км/ч потребляемая мощность должна быть в пределах 340 кВт.

В предположении, что вес аккумуляторных батарей для электрического экологически чистого ВС равен весу топлива, например, для самолета Ан-24 масса топлива равна 4000 кг, то мощность эквивалентных по весу аккумуляторных батарей на основе лития и тионилхлорида, характеристики которой приведены ниже:

- напряжение разомкнутой цепи 3,0 В;
- рабочее напряжение от 2,6 до 2,9 В;
- конечное напряжение 2,2 В;
- удельная весовая энергия от 300 до 340 Втч/кг;
- удельная объемная энергия от 500 до 560 Втч/л;
- диапазон рабочих температур от -60° до 70° С;
- саморазряд от 1,5% до 2,0%,

откуда следует, что суммарная удельная весовая энергия составляет порядка 2400 кВтч.

Данная энергия позволяет обеспечить полет самолета типа Ан-24 в течение 7 ч. Характеристики современных и перспективных турбовентиляторов, КПД которых не менее 65%, позволяют обеспечить реальное время полета в течение 5 ч.

Использование аккумуляторных батарей данного типа предполагает наличие системы управления токами и напряжениями разряда. Однако современное состояние элементной базы и технологии изготовления АБ на основе литий-тионилхлорида позволяют вести наиболее активные и глубокие проработки по созданию электрического экологически чистого самолета.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Воробьев В.Г., Кузнецов С.В.** *Автоматическое управление полетом самолетов: учебник для вузов.* М.: Транспорт, 1995. С. 33-34.
2. **Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.** *Аэродинамика самолета: динамика продольного и бокового движения.* М.: Машиностроение, 1979. 352 с.
3. **Лёвин А.В., Мусин С.М., Харитонов С.А., Ковалёв К.Л., Герасин А.А., Халютин С.П.** *Электрический самолёт: концепция и технологии.* Уфа: УГАТУ, 2014. 388 с.
4. **Жмуров Б.В., Халютин С.П.** Структурно-функциональное моделирование электроэнергетических систем самолета // *Проблемы безопасности полетов.* 2009. № 6. С. 45-53.
5. **Жмуров Б.В., Халютин С.П., Корнилов С.В.** Развитие структурно-функционального моделирования электроэнергетических систем самолета // *Проблемы безопасности полетов.* 2009. № 8. С. 53-62.
6. **Харьков В.П., Бронников А.М., Журавлев Д.А.** Адаптируемость системы управления с идентификатором и эталонной моделью без измерения производной вектора состояния // *Информационно-измерительные и управляющие системы.* 2011. Т. 6. С. 96.
7. **Патент РФ 2249540.** *Способ управления полетом самолета* / Петров В.М., Харьков В.П., Воробьев А.В., Куликов В.Е. // Заявл. 06.02.2003. Оpubл. 10.04.2005.
8. **Патент РФ 2061624.** *Способ автоматической посадки самолета* / Баныкин И.Ф., Харьков В.П., Глот В.Н., Луныков В.С., Савельев П.А., Скорова И.Б., Тетсман А.К., Якушев А.Ф. // Заявл. 11.05.1993. Оpubл. 10.06.1996.
9. **Патент РФ 2025414.** *Способ автоматической посадки самолета* / Баныкин И.Ф., Харьков В.П., Глот В.Н., Луныков В.С., Савельев П.А., Скорова И.Б., Тетсман А.К., Якушев А.Ф. // Заявл. 07.08.1992. Оpubл. 30.12.1994.
10. **Харьков В.П.** Адаптивное управление динамическими системами на основе обратных задач динамики // *Известия РАН. Теория и системы управления.* 1994. № 4. С. 115.
11. **Халютин С.П., Жмуров Б.В., Тюляев М.Л. [и др.].** *Системы электроснабжения летательных аппаратов.* М.: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2010.
12. **Mechem M., Norris G.** Electric Jet // *Aviation Week and Space Technology.* November 26. 2007.
13. **Electric Dream** // *Flight International.* 26 September – 2 October 2006.

SOME PROBLEMS OF CREATING ELECTRIC ENVIRONMENTALLY FRIENDLY AIRCRAFT

Kharkov V.P., Bogdanov A.A., Zhmurov B.V.

In the article the questions connected with the possibility of creating environmentally friendly electric aircraft are considered. It is suggested to use modern accumulators based on the lithium-thionyl chloride as a source of electrical energy.

Keywords: electric aircraft, environmentally friendly aircraft.

REFERENCES

1. **Vorob'yev V.G., Kuznetsov S.V.** *Avtomaticheskoye upravleniye poletom samoletov: uchebnyk dlya vuzov.* M.: Transport. 1995. Pp. 33-34. (In Russian).
2. **Byushgens G.S., Studnev R.V.** *Aerodinamika samoleta: Dinamika prodol'nogo i bokovogo dvizheniya.* M.: Mashinostroyeniye. 1979. 352 p. (In Russian).
3. **Lovin A.V., Musin S.M., Kharitonov S.A., Kovalov K.L., Gerasin A.A., Khalyutin S.P.** *Elektricheskiy samolot: kontseptsiya i tekhnologii.* Ufa: UGATU. 2014. 388 p. (In Russian).
4. **Zhmurov B.V., Khalyutin S.P.** Strukturno-funktsional'noye modelirovaniye elektroenergeticheskikh sistem samoleta. *Problemy bezopasnosti poletov.* 2009. № 6. Pp. 45-53. (In Russian).
5. **Zhmurov B.V., Khalyutin S.P., Kornilov S.V.** Razvitiye strukturno-funktsional'nogo modelirovaniya elektroenergeticheskikh sistem samoleta. *Problemy bezopasnosti poletov.* 2009. № 8. Pp. 53-62. (In Russian).
6. **Khar'kov V.P., Bronnikov A.M., Zhuravlev D.A.** Adaptiruyemost' sistemy upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu bez izmereniya proizvodnoy vektora sostoyaniya. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy.* 2011. T. 6. P. 96. (In Russian).
7. **Patent RF 2249540.** Sposob upravleniya poletom samoleta. Petrov V.M., Khar'kov V.P., Vorob'yev A.V., Kulikov V.Ye. Declared 06.02.2003. Published 10.04.2005. (In Russian).
8. **Patent RF 2061624.** Sposob avtomaticheskoy posadki samoleta. Banykin I.F., Khar'kov V.P., Glot V.N., Lunyakov V.S., Savelyev P.A., Skorova I.B., Tetsman A.K., Yakushev A.F. Declared 11.05.1993. Published 10.06.1996. (In Russian).
9. **Patent RF 2025414.** Sposob avtomaticheskoy posadki samoleta. Banykin I.F., Khar'kov V.P., Glot V.N., Lunyakov V.S., Savelyev P.A., Skorova I.B., Tetsman A.K., Yakushev A.F. Declared 06. 07.08.1992. Published 30.12.1994. (In Russian).

10. **Khar'kov V.P.** Adaptivnoye upravleniye dinamicheskimi sistemami na osnove obratnykh zadach dinamiki. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*. 1994. № 4. P. 115. (In Russian).
11. **Khalyutin S.P., Zhmurov B.V., Tyulyayev M.L. [i dr.]**. *Sistemy elektrosnabzheniya letatel'nykh apparatov*. М.: VUNTS VVS «VVA», 2010. (In Russian).
12. **Mechem M., Norris G.** Electric Jet // *Aviation Week and Space Technology*. November 26. 2007.
13. Electric Dream // *Flight International*. 26 September – 2 October 2006.

Сведения об авторах

Харьков Виталий Петрович, 1943 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1974), профессор, доктор технических наук, начальник отдела ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», автор более 120 научных работ, область научных интересов – прикладная теория оптимального управления.

Богданов Александр Андреевич, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – электротехника и радиоэлектроника.

Жмуров Борис Владимирович, 1974 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2004), доцент, кандидат технических наук, начальник научно-конструкторского отдела ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», автор более 50 научных работ, область научных интересов – электроэнергетика автономных объектов.

УДК 681.586.57

ВИДЕОНАВИГАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.Г. БОНДАРЕВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Халютиным С.П.

Представлены алгоритмы счисления координат летательного аппарата относительно земной поверхности посредством цифровой фотокамеры либо системы технического зрения (СТЗ), а также алгоритм начальной выставки навигационной системы.

Ключевые слова: система технического зрения, цифровая фотокамера, система навигации, счисление координат, начальная выставка.

Введение

Определение координат летательных аппаратов (ЛА) является чрезвычайно важной задачей, которую решают с применением различных систем навигации. Наиболее распространенными системами навигации являются инерциальные навигационные системы (ИНС), среди их особенностей следует выделить нарастающие со временем ошибки измерения координат, значительные масса и стоимость. Последние особенности обуславливают использование их преимущественно в авиации и морском транспорте. Особенности их погрешностей требуют применения дополнительных средств навигации, обеспечивающих коррекцию и начальную выставку ИНС. В последние годы все большее распространение получают спутниковые навигационные системы (СНС), которые обладают рядом преимуществ, таких как неограниченная зона применения, малые габариты и стоимость, высокая точность. Однако имеются и недостатки, которые связаны с дискретностью во времени навигационной информации, зависимостью от помеховой обстановки и неавтономностью. На основе платформенных ИНС (БИНС) и СНС разработаны новые системы навигации, в которых используются волоконно-оптические гироскопы (БИНС–500) либо системы на основе триад микромеханических гироскопов и акселерометров, а также барометрический высотомер и трехосный магнитометр (МИНС). Комплексование сигналов этих датчиков с данными приемника СНС позволяет формировать полное навигационное решение по координатам и углам ориентации. Системы имеют малый вес и высокую точность и могут быть установлены даже на сверхмалые беспилотные ЛА. Однако и эти ИНС не устранили в полной мере недостатки используемых датчиков первичной навигационной информации. Очень наглядно недостатки МИНС проявились при угоне американского БЛА RQ-170 иранскими военными, когда посредством внешнего сигнала были сформированы ложные координаты и обеспечена посадка.

Даже этот краткий экскурс в проблемы навигации ЛА показывает, что разработка новых средств навигации является актуальной.

Счисление координат летательного аппарата посредством СТЗ

Бурное развитие оптоэлектроники и вычислительной техники обусловило появление нового средства навигации, основанного на таких датчиках первичной навигационной информации, как цифровые фотокамеры, которые обеспечивают поток видеоданных – изображений земной поверхности. Обработка изображений и вычисление координат ЛА по результатам этой обработки составляют суть задачи, решаемой достаточно производительным цифровым вычислителем. К настоящему времени известно четыре подхода к получению навигационной информации [1; 2]:

- счисление координат;
- использование цифровой модели рельефа местности;

использование цифровых снимков местности;

использование характерных ориентиров с известными координатами.

Особенностями этого навигационного средства являются малая масса, габариты и стоимость, высокая точность, неавтономность, зависимость от атмосферных условий.

Сочетание этих особенностей показывает, что эти системы целесообразно комплексировать с другими навигационными системами, а в отдельных обоснованных случаях – применять автономно.

Рассмотрим возможность применения системы технического зрения для решения такой важной задачи навигации, как счисление координат ЛА по изображениям земной поверхности, получаемым посредством цифровых фотокамер [3]. Этот режим работы СТЗ может найти применение для маловысотных полетов авиации и на автомобильном транспорте, когда обеспечивается видимость земной поверхности.

Пусть прямоугольная система координат $O_i X_i Y_i Z_i$, (рис. 1) связана с i -м положением ЛА (в момент i -й фотоэкспозиции), а фотоматрицы цифровых фотокамер расположены в плоскости $O_i Y_i Z_i$, тогда оптическая ось объектива параллельна оси $O_i X_i$. Центры фотоматриц расположены симметрично относительно начала координат O_i на расстояниях $B/2$.

В точках L_1 и L_2 располагаются геометрические центры объективов левой и правой цифровых фотокамер, формирующих оптические изображения S_{1i} и S_{2i} особой точки земной поверхности P_{ni} ($n = \overline{1,3}$), а в следующий момент времени S_{1i+1} и S_{2i+1} . Фотоматрицы системы технического зрения расположены в плоскости $O_i Y_i Z_i$, а оптические оси объективов параллельны оси $O_i X_i$.

Фотоэкспонирование изображений земной поверхности на фотоматрицах системы технического зрения производится из последовательных положений ЛА, которые пронумеруем индексом $i = 0, 1, 2, \dots$. После обработки изображений, определения на нем трех особых точек P_{ni} и их стереоотождествления определяются координаты их изображений на фотоматрицах.

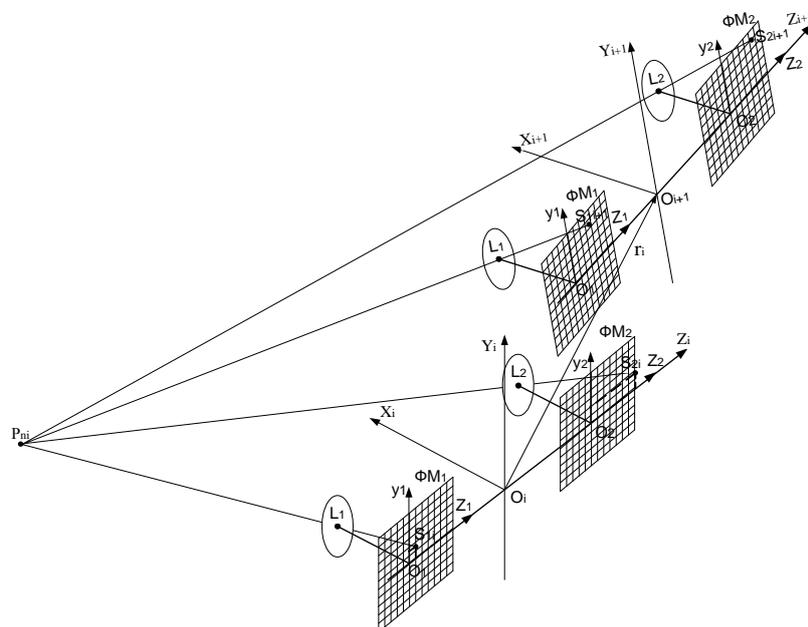


Рис. 1. Расположение элементов СТЗ в i -й и $i+1$ -й моменты экспозиции

Положение системы координат $O_{i+1} X_{i+1} Y_{i+1} Z_{i+1}$, связанной с ЛА, относительно ее предыдущего положения $O_i X_i Y_i Z_i$ задается вектором смещения начала координат r_i , обусловленного движением ЛА, а изменение углового положения системы $O_i X_i Y_i Z_i$ – матрицей направляющих косинусов (A_i)

$$(A_i) = \begin{pmatrix} \cos \beta_i \cos \phi_i & \sin \phi_i & -\sin \beta_i \cos \phi_i \\ \sin \beta_i \sin \alpha_i - \sin \phi_i \cos \beta \cos \alpha_i & \cos \alpha_i \cos \phi_i & \cos \beta_i \sin \alpha_i + \sin \beta \sin \phi_i \cos \alpha_i \\ \sin \beta_i \cos \alpha_i + \cos \beta \sin \phi_i \sin \alpha_i & -\cos \phi_i \sin \alpha_i & \cos \beta_i \cos \alpha_i - \sin \beta_i \sin \phi_i \sin \alpha_i \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где $\beta_i, \phi_i, \alpha_i$ – углы последовательных разворотов транспортного средства вокруг осей $O_i Y_i, O_i Z_i, O_i X_i$ соответственно.

Координаты $X_{P_{ni}}, Y_{P_{ni}}, Z_{P_{ni}}$ n-й особой точки P_{ni} относительно транспортного средства вычисляются по следующим формулам:

$$X_{P_{ni}} = F \left(1 + \frac{B}{Z_{2ni} - Z_{1ni}} \right); \quad Y_{P_{ni}} = Y_{1ni} \frac{B}{Z_{1ni} - Z_{2ni}}; \quad Z_{P_{ni}} = \frac{B(Z_{1ni} + Z_{2ni})}{2(Z_{1ni} - Z_{2ni})}, \quad (2)$$

где $Y_{1ni}, Z_{1ni}, Y_{2ni}, Z_{2ni}$ – координаты изображений идентичных точек, первый индекс обозначает номер фоточувствительной матрицы системы технического зрения, m ; F – фокусное расстояние фотообъектива, m ; B – расстояние между первой и второй цифровыми фотокамерами, m .

Запишем соотношение, связывающее измеряемые вектора $(X_{P_{n,i+1}}, Y_{P_{n,i+1}}, Z_{P_{n,i+1}})$ и $(X_{P_{n,i}}, Y_{P_{n,i}}, Z_{P_{n,i}})$ в i -й и $i+1$ -й последовательные фотоэкспозиции

$$\begin{pmatrix} X_{r_i} & Y_{r_i} & Z_{r_i} \end{pmatrix}^T = (A_i)^T \begin{pmatrix} X_{P_{n,i+1}} & Y_{P_{n,i+1}} & Z_{P_{n,i+1}} \end{pmatrix}^T - \begin{pmatrix} X_{P_{n,i}} & Y_{P_{n,i}} & Z_{P_{n,i}} \end{pmatrix}^T, \quad (3)$$

где матрица $(A_i) = \begin{pmatrix} X_{T_{i+1}} & X_{G_{i+1}} & Y_{T_{i+1}} Z_{G_{i+1}} - Y_{G_{i+1}} Z_{T_{i+1}} \\ Y_{T_{i+1}} & Y_{G_{i+1}} & X_{G_{i+1}} Z_{T_{i+1}} - X_{T_{i+1}} Z_{G_{i+1}} \\ Z_{T_{i+1}} & Z_{G_{i+1}} & X_{T_{i+1}} Y_{G_{i+1}} - X_{G_{i+1}} Y_{T_{i+1}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_{T_i} & X_{G_i} & Y_{T_i} Z_{G_i} - Y_{G_i} Z_{T_i} \\ Y_{T_i} & Y_{G_i} & X_{G_i} Z_{T_i} - X_{T_i} Z_{G_i} \\ Z_{T_i} & Z_{G_i} & X_{T_i} Y_{G_i} - X_{G_i} Y_{T_i} \end{pmatrix}^{-1}; \quad (4)$

$X_{T_i} = X_{P_{2,i}} - X_{P_{1,i}}, \quad Y_{T_i} = Y_{P_{2,i}} - Y_{P_{1,i}}, \quad Z_{T_i} = Z_{P_{2,i}} - Z_{P_{1,i}}, \quad X_{T_{i+1}} = X_{P_{2,i+1}} - X_{P_{1,i+1}}, \quad Y_{T_{i+1}} = Y_{P_{2,i+1}} - Y_{P_{1,i+1}},$
 $Z_{T_{i+1}} = Z_{P_{2,i+1}} - Z_{P_{1,i+1}}$ – координаты вектора $\overline{P_{2i}P_{1i}}$ в i -й и $i+1$ -й моменты соответственно;
 $X_{G_i} = X_{P_{2,i}} - X_{P_{3,i}}, \quad Y_{G_i} = Y_{P_{2,i}} - Y_{P_{3,i}}, \quad Z_{G_i} = Z_{P_{2,i}} - Z_{P_{3,i}}, \quad X_{G_{i+1}} = X_{P_{2,i+1}} - X_{P_{3,i+1}}, \quad Y_{G_{i+1}} = Y_{P_{2,i+1}} - Y_{P_{3,i+1}},$
 $Z_{G_{i+1}} = Z_{P_{2,i+1}} - Z_{P_{3,i+1}}$ – координаты вектора $\overline{P_{2i}P_{3i}}$ в i -й и $i+1$ -й моменты соответственно.

Полученное соотношение содержит шесть неизвестных величин $\alpha_i, \beta_i, \phi_i$ и $X_{r_i}, Y_{r_i}, Z_{r_i}$ – координаты вектора перемещения из i -го в $i+1$ -е положение.

Определим теперь угловое и линейное перемещение между двумя положениями транспортного средства, соответствующими моментам времени, пронумерованными $i=1$ (начальное положение) и $i=m$ (конечное положение). Это искоемое перемещение выразим в системе координат $O_m X_m Y_m Z_m$, для этого используем соотношение (3). Умножением слева обеих частей этого равенства на матрицу $(A_m)(A_{m-1}) \dots (A_{i+1})(A_i)$ выполним проецирование на оси системы координат $O_m X_m Y_m Z_m$, а суммируя обе части этого равенства по $i=1 \dots m$, получим

$$\begin{pmatrix} X_{R_m} & Y_{R_m} & Z_{R_m} \end{pmatrix}^T = \sum_{i=1}^m \left\{ \left[\prod_{k=i+1}^m (A_k) \right] \begin{pmatrix} X_{P_{1,i+1}} & Y_{P_{1,i+1}} & Z_{P_{1,i+1}} \end{pmatrix}^T - \left[\prod_{k=i}^m (A_k) \right] \begin{pmatrix} X_{P_{1,i}} & Y_{P_{1,i}} & Z_{P_{1,i}} \end{pmatrix}^T \right\}, \quad (5)$$

где $X_{R_m}, Y_{R_m}, Z_{R_m}$ – координаты вектора перемещения транспортного средства из начального в конечное положение ($i=m$).

Матрица, описывающая вращательное движение транспортного средства из начального в конечное положение, записывается в виде произведения матриц, описывающих вращения на этапах между двумя фотоэкспозициями

$$(A) = \prod_{k=1}^m (A_k). \quad (6)$$

Найдем текущие географические координаты летательного аппарата в m -й момент

$$\left. \begin{aligned} R_m &= R_0 + X_{r_m} a_{12} + Y_{r_m} a_{22} + Z_{r_m} a_{32} \\ \varphi_m &= \varphi_{m-1} + (X_{r_m} a_{11} + Y_{r_m} a_{21} + Z_{r_m} a_{31}) / R_m \\ \lambda_m &= \lambda_{m-1} + (X_{r_m} a_{13} + Y_{r_m} a_{23} + Z_{r_m} a_{33}) / R_m \end{aligned} \right\}, \quad (7)$$

где a_{ij} – элементы матрицы направляющих косинусов вида (6), определяемой текущими углами крена, курса и тангажа подвижного объекта.

Поскольку изображения земной поверхности содержат значительное число особых точек, то целесообразно обеспечить многократные измерения координат подвижного объекта с обработкой их результатов. Это обеспечит снижение погрешностей измерений, а также текущий контроль уровня этих ошибок.

Второй подход к снижению погрешностей счисления координат – это использование субпиксельной обработки изображений при определении особых точек.

Таким образом, решение задачи об определении поступательного и углового перемещения подвижного объекта относительно земли основано на измерении координат изображений множества особых точек земной поверхности, фотоэкспозиция которых осуществляется из последовательных точек траектории, и вычислении на основе этих измерений его пространственного перемещения.

Счисление координат летательного аппарата посредством фотокамеры

Задача по определению перемещения ЛА относительно земной поверхности может быть решена при наличии только одной цифровой фотокамеры, что может рассматриваться как резервный вариант, применяемый при отказе одной из камер, либо как самостоятельный вариант применения. При этом недостаток измерительных средств компенсируется использованием шести точек земной поверхности (вместо трех в предыдущей задаче), а также существенно большим числом вычислений.

На рис. 2 показаны схема размещения двух положений фотоматрицы в процессе определения пространственного перемещения ЛА и одна из шести особых точек P^l (индекс $l=1\dots6$ обозначает принадлежность параметров соответствующей особой точке земной поверхности).

Пусть прямоугольная система координат $O_i X_i Y_i Z_i$ (рис. 2) связана с положением ЛА в момент i -й фотоэкспозиции, фотоматрица расположена в плоскости $O_i X_i Y_i$, а оптическая ось объектива совпадает с осью $O_i X_i$. Система координат $O_{i+1} X_{i+1} Y_{i+1} Z_{i+1}$ связана с вторым положением ЛА (в момент $i+1$ -й фотоэкспозиции). Центр фотоматрицы расположен в начале координат O_i (O_{i+1} – его следующее положение). В точке F_i (F_{i+1}) располагается геометрический центр объектива, формирующего оптическое изображение S_i (S_{i+1}) особой точки земной поверхности P^l .

Производится фотоэкспонирование изображений земной поверхности на фотоматрице из двух положений ЛА. Обработка оцифрованного изображения земной поверхности с целью нахождения особых точек может осуществляться методами, описанными в работе [4]. Применение цветного изображения позволяет решать эту задачу еще более достоверно, что обусловлено большей его информативностью.

Для решения поставленной задачи по определению приращений координат ЛА за время между двумя последовательными фотоэкспозициями необходимо иметь, по крайней мере, шесть уравнений, поэтому используем шесть особых точек на земной поверхности, любые три из которых не лежат на одной прямой. Примером такой фигуры может быть шестиугольник, вершины которого лежат на окружности или в ее окрестности. Для каждой из шести точек получено уравнение, связывающее искомые приращения, измеряемые величины и известные константы

$$\frac{\mu'_{yi} - \mu'_{yi}(v_{xi} + \alpha_{i21}\mu'_{yi+1} + \alpha_{i31}\mu'_{zi+1}) - (v_{yi} + \alpha_{i22}\mu'_{yi+1} + \alpha_{i32}\mu'_{zi+1})}{\alpha_{i12} - \alpha_{i22}\mu'_{yi+1} - \alpha_{i32}\mu'_{zi+1} - \mu'_{yi}(\alpha_{i11} - \alpha_{i21}\mu'_{yi+1} - \alpha_{i31}\mu'_{zi+1})} = \frac{\mu'_{zi} - \mu'_{zi}(v_{xi} + \alpha_{i21}\mu'_{yi+1} + \alpha_{i31}\mu'_{zi+1}) - (v_{zi} + \alpha_{i23}\mu'_{yi+1} + \alpha_{i33}\mu'_{zi+1})}{\alpha_{i13} - \alpha_{i23}\mu'_{yi+1} - \alpha_{i33}\mu'_{zi+1} - \mu'_{zi}(\alpha_{i11} - \alpha_{i21}\mu'_{yi+1} - \alpha_{i31}\mu'_{zi+1})}, \quad (8)$$

где $\mu_{yi} = \frac{y_{ni}}{F}$, $\mu_{yi+1} = \frac{y_{ni+1}}{F}$, $\mu_{zi} = \frac{z_{ni}}{F}$, $\mu_{zi+1} = \frac{z_{ni+1}}{F}$ – величины, измеряемые посредством фотоматрицы; F – фокусное расстояние объектива фотокамеры; $v_{xi} = \frac{x_{0i}}{F}$, $v_{yi} = \frac{y_{0i}}{F}$, $v_{zi} = \frac{z_{0i}}{F}$ – неизвестные величины; α_{imn} ($n, m = 1 \dots 3$) – неизвестные коэффициенты матрицы направляющих косинусов (A_i), связанные с тремя угловыми величинами $\alpha_i, \beta_i, \phi_i$ (1).

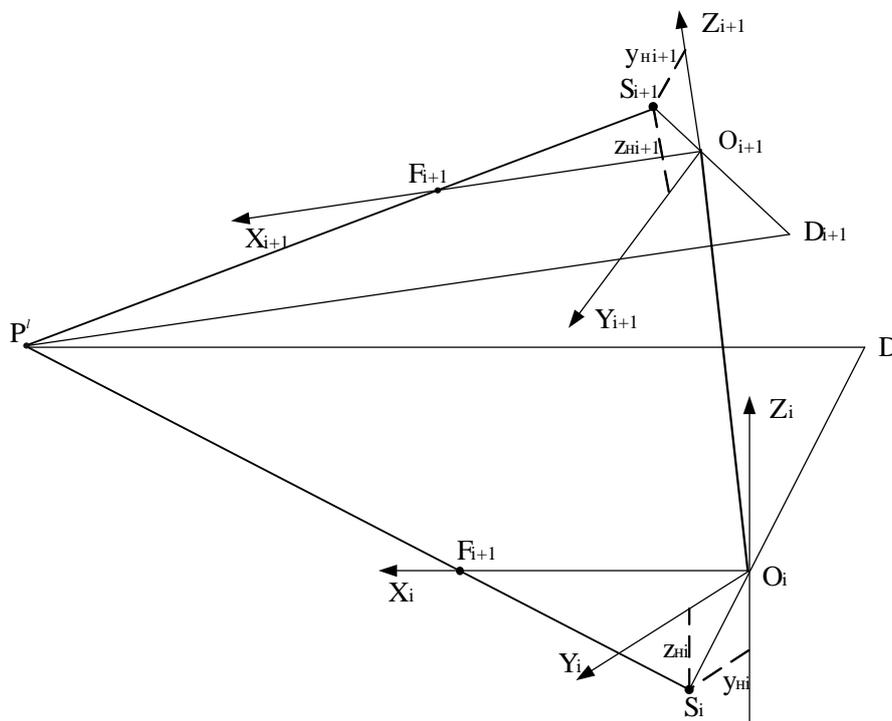


Рис. 2. Положения фотоматрицы при определении координат ЛА относительно земной поверхности

Решение системы уравнений (8) относительно неизвестных осуществляют одним из численных методов, например, методом простых итераций, Ньютона, Брауна или последовательных приближений, что несколько увеличивает объем вычислительной процедуры по сравнению с предыдущим алгоритмом. Программное обеспечение численных методов решения систем нелинейных уравнений известно на многих языках программирования, в том числе для пакета Mathcad (например, функция **minerr**). В остальном алгоритм подобен описанному выше, поэтому должен быть дополнен соотношениями (3), (4), (6) и (7).

Таким образом, решение задачи об определении поступательного и углового перемещения ЛА относительно земли основано на измерении координат изображений шести особых точек земной поверхности, фотоэкспозиция которых осуществляется из двух точек траектории транспортного средства, и вычисления на основе этих измерений его пространственного перемещения. Эта задача показывает, что СТЗ может приобрести еще одну «профессию» и стать еще одним источником навигационной информации для комплексирования с ИНС, СНС и другими средствами навигации.

Начальная выставка систем навигации

Задача начальной выставки навигационных систем состоит в определении координат местоположения и углового положения ЛА и возникает при каждом включении системы в работу. Эта задача решается для систем навигации, использующих режим счисления координат, таких как ИНС или видеонавигационная система. При реализации начальной выставки в ИНС традиционно используются гирокомпасирование, выставка по магнитному курсу, по запомненному курсу и др., однако все известные способы имеют те или иные недостатки. Например, гирокомпасирование требует значительного времени не менее 10 мин, а магнитный курс определяется с погрешностью по меньшей мере 1 градус. Во всех случаях начальная выставка должна выполняться либо быстрее, либо с большей точностью, поэтому новые подходы к решению этой задачи актуальны.

Рассмотрим способ определения линейных и угловых координат ЛА, основанный на использовании бортовой системы технического зрения и наземного созвездия из трех наземных лазерных маяков [3]. Определение координат ЛА целесообразно выполнять на стартовой позиции перед взлетом, когда в чувствительных элементах навигационной системы тепловые переходные процессы близки к завершению после ее включения.

Принцип работы СТЗ в режиме измерения положения ЛА основан на формировании изображений трех лазерных наземных маяков на фоточувствительных матрицах (ФМ) цифровых фотокамер, обработке оцифрованных изображений с целью определения координат изображений маяков, вычисления линейных и угловых координат подвижного объекта относительно неподвижной системы координат, связанной с маяками.

Вывод соотношений, составляющих основу вычислительного алгоритма СТЗ, осуществляется с использованием положений геометрической оптики.

Рассмотрим оптическую схему измерения (рис. 3). Пусть горизонтальная система координат $O^{(1)}X^{(1)}Y^{(1)}Z^{(1)}$ связана с ВПП, точка $O^{(1)}$ расположена на оси ВПП, ось $O^{(1)}X^{(1)}$ совпадает с осью ВПП, ось $O^{(1)}Y^{(1)}$ – нормаль к поверхности ВПП. Рядом с ВПП установлены три лазерных маяка M_1 , M_2 и M_3 , координаты которых $X_{M_1}^{(1)}, Y_{M_1}^{(1)}, Z_{M_1}^{(1)}, X_{M_2}^{(1)}, Y_{M_2}^{(1)}, Z_{M_2}^{(1)}, X_{M_3}^{(1)}, Y_{M_3}^{(1)}, Z_{M_3}^{(1)}$ в системе $O^{(1)}X^{(1)}Y^{(1)}Z^{(1)}$ известны.

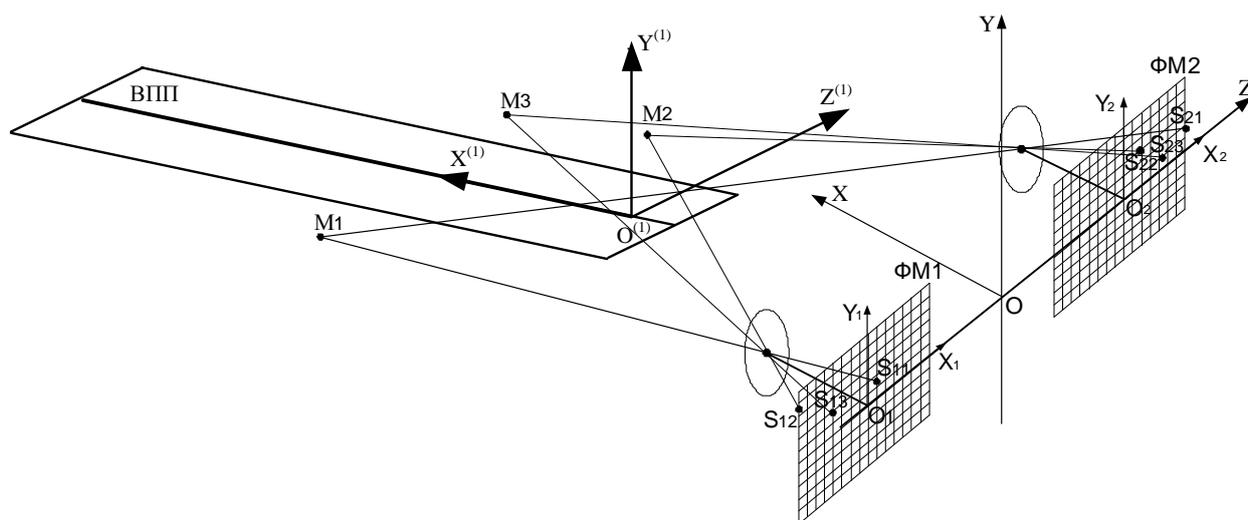


Рис. 3. Оптическая схема измерения

Система координат $OXYZ$ связана с СТЗ, которая в свою очередь установлена на ЛА, точка O совпадает с центром отрезка, соединяющего геометрические центры ФМ, ось OX (продольная ось ЛА) направлена параллельно оптическим осям фотообъективов, а ось OZ (поперечная ось ЛА) совпадает с линией, проходящей через геометрические центры ФМ, ось OY добавляет дру-

гие оси до правой системы координат. Известны расстояние B между центрами ФМ и фокусные расстояния фотообъективов $F_1 = F_2 = F$.

Работа бортовой системы технического зрения сводится к определению координат маяков в системе координат $OXYZ$, которые вычисляются следующим образом:

$$X_{OM_i} = F \left(\frac{B}{Z_{2i} - Z_{1i}} + 1 \right); \quad Y_{OM_i} = \frac{Y_{1i} B}{Z_{1i} - Z_{2i}}; \quad Z_{OM_i} = \frac{B Z_{1i} + Z_{2i}}{2 Z_{1i} - Z_{2i}}, \quad (9)$$

где $Y_{1i}, Z_{1i}, Y_{2i}, Z_{2i}$ – координаты изображений S_{1i}, S_{2i} маяков M_i на ФМ, первый индекс обозначает номер ФМ, второй индекс $i=1 \dots 3$ – номер маяка.

Тогда координаты ЛА в системе координат $O^{(1)}X^{(1)}Y^{(1)}Z^{(1)}$ вычисляются следующим образом

$$\begin{pmatrix} X_0^{(1)} & Y_0^{(1)} & Z_0^{(1)} \end{pmatrix}^T = \begin{pmatrix} X_{O^{(1)}M_1}^{(1)} & Y_{O^{(1)}M_1}^{(1)} & Z_{O^{(1)}M_1}^{(1)} \end{pmatrix}^T - (A) \begin{pmatrix} X_{OM_i} & Y_{OM_i} & Y_{OM_i} \end{pmatrix}^T, \quad (10)$$

где $\begin{pmatrix} X_0^{(1)} & Y_0^{(1)} & Z_0^{(1)} \end{pmatrix}^T$ – вектор, характеризующий положение ЛА в системе координат

$O^{(1)}X^{(1)}Y^{(1)}Z^{(1)}$; $X_{O^{(1)}M_i}^{(1)} \ Y_{O^{(1)}M_i}^{(1)} \ Z_{O^{(1)}M_i}^{(1)}$ – координаты вектора $\overrightarrow{O^{(1)}M_i}$ в системе $OXYZ$;

$X_{OM_i} \ Y_{OM_i} \ Y_{OM_i}$ – координаты вектора $\overrightarrow{M_i O}$; матрица направляющих косинусов

$$(A) = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \nu & \sin \nu & -\sin \psi \cos \nu \\ \sin \psi \sin \gamma - \sin \nu \cos \psi \cos \gamma & \cos \gamma \cos \nu & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \nu \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \nu \sin \gamma & -\cos \nu \sin \gamma & \cos \psi_{\text{Л}} \cos \gamma - \sin \psi \sin \nu \sin \gamma \end{pmatrix};$$

ψ, γ, ν – углы рыскания, крена и тангажа ЛА соответственно.

$$(A) = \begin{pmatrix} X_{O^{(1)}M_2}^{(1)} - X_{O^{(1)}M_1}^{(1)} & X_{O^{(1)}M_3}^{(1)} - X_{O^{(1)}M_2}^{(1)} & (Y_{O^{(1)}M_2}^{(1)} - Y_{O^{(1)}M_1}^{(1)})(Z_{O^{(1)}M_3}^{(1)} - Z_{O^{(1)}M_2}^{(1)}) - \\ & & -(Y_{O^{(1)}M_3}^{(1)} - Y_{O^{(1)}M_2}^{(1)})(Z_{O^{(1)}M_2}^{(1)} - Z_{O^{(1)}M_1}^{(1)}) \\ Y_{O^{(1)}M_2}^{(1)} - Y_{O^{(1)}M_1}^{(1)} & Y_{O^{(1)}M_3}^{(1)} - Y_{O^{(1)}M_2}^{(1)} & (X_{O^{(1)}M_3}^{(1)} - X_{O^{(1)}M_2}^{(1)})(Z_{O^{(1)}M_2}^{(1)} - Z_{O^{(1)}M_1}^{(1)}) - \\ & & -(X_{O^{(1)}M_2}^{(1)} - X_{O^{(1)}M_1}^{(1)})(Z_{O^{(1)}M_3}^{(1)} - Z_{O^{(1)}M_2}^{(1)}) \\ Z_{O^{(1)}M_2}^{(1)} - Z_{O^{(1)}M_1}^{(1)} & Z_{O^{(1)}M_3}^{(1)} - Z_{O^{(1)}M_2}^{(1)} & (X_{O^{(1)}M_2}^{(1)} - X_{O^{(1)}M_1}^{(1)})(Y_{O^{(1)}M_3}^{(1)} - Y_{O^{(1)}M_2}^{(1)}) - \\ & & -(X_{O^{(1)}M_3}^{(1)} - X_{O^{(1)}M_2}^{(1)})(Y_{O^{(1)}M_2}^{(1)} - Y_{O^{(1)}M_1}^{(1)}) \end{pmatrix} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} X_{OM_2} - X_{OM_1} & X_{OM_3} - X_{OM_2} & (Y_{OM_2} - Y_{OM_1})(Z_{OM_3} - Z_{OM_2}) - \\ & & -(Y_{OM_3} - Y_{OM_2})(Z_{OM_3} - Z_{OM_2}) \\ Y_{OM_2} - Y_{OM_1} & Y_{OM_3} - Y_{OM_2} & (X_{OM_3} - X_{OM_2})(Z_{OM_2} - Z_{OM_1}) - \\ & & -(X_{OM_2} - X_{OM_1})(Z_{OM_3} - Z_{OM_2}) \\ Z_{OM_2} - Z_{OM_1} & Z_{OM_3} - Z_{OM_2} & (X_{OM_2} - X_{OM_1})(Y_{OM_3} - Y_{OM_2}) - \\ & & -(X_{OM_3} - X_{OM_2})(Y_{OM_2} - Y_{OM_1}) \end{pmatrix}^{-1}. \quad (11)$$

Поскольку векторы $\overrightarrow{OM_i} (X_{OM_i}, Y_{OM_i}, Z_{OM_i})^T$ в системе координат $OXYZ$ непосредственно измеряются с помощью СТЗ, а вектор положения маяков в системе координат $O^{(1)}X^{(1)}Y^{(1)}Z^{(1)}$ $\begin{pmatrix} X_{O^{(1)}M_i}^{(1)} & Y_{O^{(1)}M_i}^{(1)} & Z_{O^{(1)}M_i}^{(1)} \end{pmatrix}^T$ известен по условию задачи, то соотношение (10) можно использовать для вычисления координат ЛА относительно ВПП, предварительно вычислив матрицу (A) посредством соотношения (11).

Последнее выражение дает возможность вычислить углы рыскания, тангажа и крена:

$$\psi = -\arctg(\alpha_{13} / \alpha_{11}); \quad (12)$$

$$\nu = \arcsin \alpha_{12}; \quad (13)$$

$$\gamma = -\arctg(\alpha_{32} / \alpha_{22}), \quad (14)$$

где α_{nm} – коэффициенты матрицы (A) (n, m = 1...3 - номера строк и столбцов).

Таким образом, задача об определении координат ЛА $X_0^{(1)}, Y_0^{(1)}, Z_0^{(1)}, \psi, \gamma, \nu$ решается путем применения совокупности трех наземных маяков и бортовой системы технического зрения, при этом алгоритм вычисления основан на аналитическом решении переопределенной системы уравнений (10) и состоит в последовательном применении соотношений (9), (11), (10), (12), (13) и (14).

Заключение

Оптико-электронная измерительная система на базе одной либо двух цифровых фотокамер обеспечивает счисление координат ЛА относительно земной поверхности.

Совместно с группой из трех разнесенных наземных лазерных маяков оптико-электронная измерительная система обеспечивает начальную выставку навигационной системы, при этом может быть использована для обеспечения автоматической посадки.

Оптико-электронная система навигации при комплексировании с современной БИНС позволяет улучшить ее характеристики (снизить погрешности определения координат до 30 см [1], уменьшить время начальной выставки < 1 с, а погрешность начальной выставки до 1°).

ЛИТЕРАТУРА

1. Гришин В.А. Системы технического зрения в решении задач управления беспилотными летательными аппаратами // *Датчики и системы*. 2009. № 2.
2. Купервассер О., Рубинштейн А. Система навигации беспилотных летательных аппаратов с помощью видео / 4 конференция «ТРИЗ. Практика применения методических инструментов в бизнесе». [Электронный ресурс]. URL: <http://www.metodolog.ru/node/1525>.
3. Патент РФ 2383032 МПК7 G 01s 11/00. Способ измерения координат мерцающей точки земной поверхности и устройство для его осуществления / Бондарев В.Г., Бондарев В.В., Бондарев М.В., Лейбич А.А., Степанянц А.З., Смалюк О.В. // Заявл. 02.06.08. Опубл. 27.02.10. Бюл. № 6. 18 с.

VIDEONAVIGATION OF AN AIRCRAFT

Bondarev V.G.

Algorithms coordinate value of the aircraft relative to the earth's surface by means of a digital camera or vision systems, as well as the initial alignment algorithm for the navigation system are presented.

Keywords: computer vision system, digital camera, navigation system, reckoning coordinates, initial alignment.

REFERENCES

1. Grishin V.A. Sistemy tekhnicheskogo zreniya v reshenii zadach upravleniya bespilotnymi letatel'nymi apparatami. *Datchiki i sistemy*. 2009. № 2. (In Russian).
2. Kupervasser O., Rubinshteyn A. Sistema navigatsii bespilotnykh letatel'nykh apparatov s pomoshch'yu video. 4 konferentsiya «TRIZ. Praktika primeneniya metodicheskikh instrumentov v biznese». URL: <http://www.metodolog.ru/node/1525>. (In Russian).
3. Patent RF 2383032 МПК7 G 01s 11/00. *Sposob izmereniya koordinat mertsayushchey tochki zemnoy poverkhnosti i ustroystvo dlya yego osushchestvleniya*. Bondarev V.G., Bondarev V.V., Bondarev M.V., Leybich A.A., Stepanyants A.Z., Smalyuk O.V. Declared 02.06.08. Published 27.02.10. Bulletin № 6. 18 p. (In Russian).

Сведения об авторе

Бондарев Валерий Георгиевич, 1952 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1978), доцент, кандидат технических наук, доцент кафедры информационных технологий и электроники СТИС, автор более 100 научных работ, область научных интересов – техническое зрение управляемых объектов.

УДК 62.505

УПРАВЛЕНИЕ ВЕКТОРОМ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОДХОДА

В.П. ХАРЬКОВ, С.П. ХАЛЮТИН

В статье рассмотрен метод синтеза управления вектором скорости полета летательного аппарата (ЛА) с учетом ограничения на тягу силовой установки. Ограничение выполнено на основе использования треугольника мощности, представляющего собой равносторонний треугольник, высота которого интерпретируется как величина тяги силовой установки. Законы управления синтезированы на основе метода обратных задач динамики.

Ключевые слова: вектор скорости, тяга силовой установки, треугольник мощности, управление, обратные задачи динамики, крен, угол наклона траектории, модуль вектора скорости.

Обычно в режиме автоматического управления вектором скорости полета самолета предполагается, что параметры движения не выходят за пределы эксплуатационных ограничений. Если это условие нарушается, то необходимо предусмотреть коррекцию управляющих воздействий, приводящих ЛА в зону допустимых или разрешенных значений координат состояния. Наиболее значимой компонентой вектора скорости, влияющей на безопасность полета, является модуль вектора скорости полета. В этом случае необходимо так управлять силовой установкой воздушного судна, чтобы всегда выполнялось условие

$$V_{\min} \leq V(t) \leq V_{\max},$$

где $V_{\min} = V_{\min}(H)$, $V_{\max} = V_{\max}(H)$ – минимальное и максимальное значения модуля скорости полета, определяемое эксплуатационным диапазоном высот и скоростей полета.

Учитывая, что ЛА может выполнять в пространстве состояния сложные маневры с различными фиксированными значениями координат, например, скорость полета V , угол наклона траектории θ , высота полета H и т.д., то левая и правая границы допустимого диапазона изменения скорости полета представляют собой сложные функции как координат состояния, так и располагаемых энергетических ресурсов. В зависимости от стратегии управления ЛА будет зависеть и решение задачи ограничения скорости полета. Под стратегией управления здесь понимаются разрешенные способы влияния на скорость полета – изменения траектории полета; изменения тяги силовой установки; изменения лобового сопротивления самолета; любая комбинация перечисленных выше способов управления. Естественно полагать, что комбинированный способ управления является наиболее эффективным и предпочтительным.

Исходя из располагаемых ресурсов, допустимых органов управления скоростью на данном режиме и от принятой стратегии ограничения контролируемой координаты, система управления может строиться по двум принципам: компенсационный принцип управления; принцип энергетического управления. Здесь под «энергетическими» координатами понимаются прежде всего углы наклона траектории θ и крена γ , которые при заданной скорости полета для реализации некоторых их назначений требуют дополнительного расхода энергетических ресурсов – тяги силовой установки. Причем большим реализуемым значениям θ и γ соответствуют и большие дополнительные расходы тяги силовой установки.

В качестве базового режима полета примем полет на заданной высоте H_0 с произвольным, но зафиксированным значением скорости V_0 . Этому режиму соответствует некоторое значение тяги P_0 силовой установки. Предположим, что ЛА совершает разворот за счет изменения кренов. Для поддержания заданной высоты полета необходимо увеличить угол атаки. При этом скорость полета несколько уменьшается за счет увеличения лобового сопротивления. В этом случае тяга P_0 расходуется на поддержание новой скорости V_1 и на создание некоторого угла крена $\gamma \neq 0$.

Дальнейшее увеличение крена приведет к уменьшению скорости полета до значения, равного

$$V(t) = V_{\text{пр}}^{\text{орп}}$$

при условии стабилизации высоты полета $H_0 = \text{const}$.

Если по условию полетного задания требуется продолжить увеличивать угол крена, то для сохранения равенства (2) необходимо увеличивать тягу силовой установки.

Для геометрической интерпретации изложенного воспользуемся равнобедренным треугольником, который в дальнейшем будем называть треугольником мощности. Высоту треугольника будем интерпретировать с величиной тяги силовой установки. По сторонам треугольника в некотором масштабе отложены значения V , γ и θ . Воспользуемся свойством равнобедренного треугольника – сумма перпендикуляров, опущенных из произвольной внутренней точки на стороны, есть величина постоянная и равная высоте треугольника. Тогда можно утверждать, что длины перпендикуляров, опущенные на стороны треугольника, пропорциональны текущим значениям тяги, необходимым для создания V , γ и θ . В качестве примера треугольник мощности для режима полета $V(t) = V_0$, $H(t) = H_0 = \text{const}$, $|\gamma(t)| = |\gamma_0|$ представлен на рис. 1.

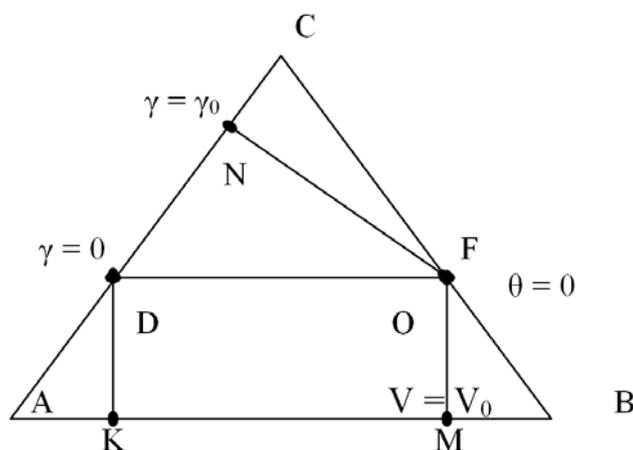


Рис. 1. Треугольник мощности

Здесь OM – перпендикуляр, опущенный из точки O на сторону AB треугольника, длина которого пропорциональна тяге, потребной для создания скорости $V = V_0$;

DK – отрезок, пропорциональный величине скорости $V(t) = V_0$;

ON – перпендикуляр, опущенный из точки O на сторону AC , на которой нанесен масштаб угла крена. Его длина пропорциональна необходимой дополнительной тяге для создания крена, равного $|\gamma_0|$ при $V = V_0$ и $H = \text{const}$;

DN – отрезок, величина которого пропорциональна крену $|\gamma(t)| = \dots$. Начало отсчета по крену принимается в точке D , определяемой как точка пересечения прямой $DF \parallel AB$ со стороной AC .

Точка O называется равновесной точкой, положение которой и определяет возможные значения координат V , γ и θ . На рис. 1 точка O совпадает с F . Это означает, что в данном случае полет с набором высоты невозможен.

Заметим, что высота h треугольника здесь удовлетворяет условию

$$\|h\| = \|OM\| + \|ON\|$$

и определяется по высотно-скоростным характеристикам (BCX) и дроссельным характеристикам двигателя.

Масштаб по координатам V , γ и θ является нелинейным и в общем случае зависит от веса ЛА, высоты и числа M полета.

На рис. 2 изображен тот же треугольник мощности, что и на рис. 1, на котором дополнительно показано:

- D_1K_1 – минимально возможная скорость полета, равная $V_{\text{пр}}^{\text{орп}}$;

- D_1N_1 – максимально возможный угол крена на данном режиме работы силовой установки при стабилизации высоты полета.

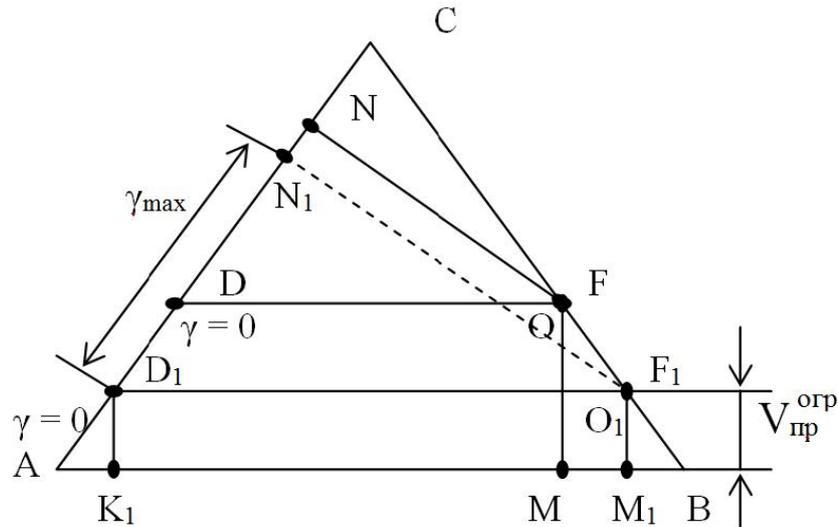


Рис. 2. Треугольник мощности с минимально возможной скоростью полета

Из рисунка следует, что в этом случае равновесная точка переместилась из точки O в точку O_1 . Дальнейшее увеличение крена приведет к нарушению условия

$$V_{пр}(t) \geq V_{пр}^{огр}.$$

Следовательно, необходимо формировать корректирующий сигнал, направленный на ограничение заданного угла крена либо на увеличение тяги силовой установки.

Рассмотрим задачу синтеза оптимального управления вектором скорости полёта ЛА.

Многовариантность описания составляющих задачи оптимального управления приводит к чрезвычайному разнообразию ее постановок. Основную редакцию задачи оптимального управления можно сформулировать следующим образом. Пусть динамика объекта управления на отрезке времени $[t_0, t_k]$ описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений

$$\dot{x}(t) = f(x, u, t), \quad (1)$$

где $x(t) = [x_1(t), \dots, x_n(t)]^T$ – вектор координат состояния; $f(x, u, t)$ – n -мерная функция; $u(t) = [u_1(t), \dots, u_m(t)]^t$ – вектор управления.

Необходимо найти управление $u(t)$, обеспечивающее на заданном временном интервале минимум целевого функционала

$$J = \int_{t_0}^{t_k} L[x(t), u(t), t] dt + S_k[x(t_k)]. \quad (2)$$

Здесь $L(x, u, t)$ – скалярная неотрицательная функция; $S_k[x(t_k)]$ – терминальный член целевого функционала.

Большое распространение в настоящее время получили методы синтеза законов управления, основанные на концепции обратных задач динамики [8; 9], где проблема конструирования алгоритмов управления движением рассматривается из условий обеспечения предписанных динамических характеристик синтезируемых систем [3; 5].

Данный подход позволяет синтезировать алгоритмы управления в замкнутой форме как для линейных, так и для нелинейных моделей управляемых процессов. При этом ограничения,

накладываемые на изменения управляемых координат, учитываются в достаточно простом виде. В такой постановке задача синтеза оптимального управления формулируется следующим образом.

Пусть управляемая система описывается дифференциальным уравнением вида

$$\dot{x}(t) = f(x, u, t), \quad (3)$$

где $x(t)$ – n -мерный вектор состояния; u – m -мерный вектор управления; $f()$ – известная векторозначная функция, непрерывно дифференцируется по совокупности своих параметров.

В начальный момент времени $t=t_0$ положение системы (3) в пространстве состояний характеризуется вектором $x(t_0) = x_0$. Требуется найти такой вектор $u(x)$, который бы переводил систему из состояния $x(t_0)$ в новое состояние $x(t_k)$ по заданной траектории движения $y_{ж}(t)$.

Построение алгоритма управления будем осуществлять в два этапа: вначале определяются силы и моменты, а затем вычисляется искомое управление.

Особенностью данного метода является возможность использования нелинейных математических моделей объектов управления без их линеаризации. Получаемые при этом алгоритмы также являются нелинейными, структурно адекватными математическим моделям управляемых процессов.

Однако часто в реальных автоматических системах из-за динамики управляющих сил, а также из-за наличия ограничений, накладываемых на управление и на координаты состояния, получение желаемых переходных процессов или движение по заданной траектории являются невозможными. Поэтому целесообразно потребовать не реализацию заданной траектории $y_{ж}(t)$, а ликвидацию ошибки ее отслеживания по заданному закону. Основанный на таком подходе метод синтеза алгоритмов управления получил в литературе название обобщенного метода обратных задач динамики [6]. Его суть сводится к следующему.

Пусть управляемый объект в пространстве состояний описывается векторным уравнением (3). Требуется найти такое управление $u(t)$, которое обеспечивает движение системы (3) вдоль заданной траектории движения с минимумом функционала

$$I = \int_{t_0}^T \Phi(x, y_c, t) dt, \quad (4)$$

где $\Phi(.)$ – любая положительная полуопределенная функция; $y_{ж}(t)$ – желаемая траектория системы (3), определяемая достижимыми координатами вектора состояния $x(t)$. Заметим, что размерность вектора $y_{ж}(t)$ не может превышать размерности вектора управления. Здесь под достижимыми координатами понимают те координаты $x(t)$, произвольные значения которых могут сохраняться сколь угодно долго. При движении системы (3) вдоль опорной траектории на соотношение между вектором состояния и желаемым процессом накладывается ограничение вида

$$F(x, y_{ж}) = 0, \quad (5)$$

где $F(.)$ – m -мерная векторозначная функция, m раз непрерывно дифференцируемая по своим аргументам.

В общем случае считаем, что функция $F(x, y_{ж})$ удовлетворяет уравнению

$$\psi_1[\lambda_i, \dot{F}(x, y_c), \ddot{F}(x, y_c), \dots, F^{(k)}(x, y_c)] = \psi_2[\beta, F(x, y_c)], \quad i = \overline{1, k}, \quad (6)$$

где λ, β – матрицы произвольного вида, обеспечивающие устойчивость решения (6); $\psi_1(.)$ и $\psi_2(.)$ – m -мерные нелинейные векторозначные функции.

Заметим, что ограничения (6) преобразуют уравнение (5) к виду

$$\lim_{t \rightarrow \infty} F(x, y_c) = 0. \quad (7)$$

Во многих технических приложениях функции $\psi_1(.)$ и $\psi_2(.)$ в уравнении (6) можно описать

следующими уравнениями:

$$\psi_1(\cdot) = F^{(k)}(x, y_c) + \lambda_{k-1} \cdot F^{(k-1)}(x, y_c) + \dots + \lambda_1 \cdot \dot{F}(x, y_c); \quad (8)$$

$$\psi_2(\cdot) = \beta_0 \cdot F(x, y_c). \quad (9)$$

Вводя обозначения $\lambda_0 = \beta_0$, уравнение (6) с учетом (9) и (8) можно переписать

$$F^{(k)}(x, y_c) + \lambda_{k-1} \cdot F^{(k-1)}(x, y_c) + \dots + \lambda_0 \cdot F(x, y_c) = 0. \quad (10)$$

В дальнейшем будем полагать, что характер движения системы определяется уравнением (10). Пусть для определенности функция рассогласования имеет вид

$$F(x, y_{ж}) = x - y_{ж}. \quad (11)$$

Порядок дифференциального уравнения (10) выбирается исходя из динамических свойств объекта управления. Не нарушая общности рассуждения, можем считать $k=1$. Тогда заданное рассогласование будет изменяться по экспоненциальному закону. Уравнение (11) при этом примет следующий вид

$$\dot{F}(x, y_c) + \lambda_0 \cdot F(x, y_c) = 0. \quad (12)$$

Характер процесса (12) определяется элементами матрицы. С учетом (10) и (11) уравнение (12) преобразуется к следующему виду

$$f(x, u) + \lambda_0 \cdot x(t) = \lambda_0 \cdot y_c(t) + \dot{y}_c(t). \quad (13)$$

При решении задачи стабилизации, когда $y_{ж}(t) = const$, уравнение (24) примет вид

$$f(x, u) = \lambda_0 \cdot [y_c(t) - x(t)]. \quad (14)$$

Уравнение (14) можно разрешить относительно u , если принять, что существует некоторая функция f^* такая, что

$$u = f^*[\lambda_0 \cdot (y_c(t) - x(t))]. \quad (15)$$

Данная разновидность обобщенного метода обратных задач динамики, основанная на аналитическом решении уравнения (13) или (14), получила в литературе название структурно-параметрического метода [3].

Если не существует аналитического решения этих уравнений, можно воспользоваться одним из известных методов численного решения [7]. Из уравнения (15) видно, что в общем случае управление зависит от коэффициентов матрицы λ_0 . Поэтому второй этап синтеза связан с оптимизацией коэффициентов матрицы λ_0 в соответствии с выбранным критерием (4).

Анализ свойств предлагаемого метода управления вектором скорости полета ЛА рассмотрим для режима, когда стабилизируется высота полета при включенной системе автоматического управления креном самолета. Считается, что режим работы силовой установки является неизменным. В этом случае тяга двигателя будет являться функцией скорости полета и может быть определена по ВСХ при фиксированном значении частоты вращения $n_k(t) = const$ компрессора (ротора низкого давления).

На рис. 3, 4 приведены графики располагаемой тяги и потребных значений тяги силовой установки для различных условий полета гипотетического легкого маневренного ЛА. Из графиков следует, что значение тяги зависит от высоты и скорости полета, и при несогласованном маневрировании может не выполняться условие равенства располагаемой и потребной тяг.

Другими словами, уменьшение скорости полета приводит к соответствующему уменьшению тяги. При этом может оказаться, что значение тяги $P(N, n_k)$ при $N=const$ и $n_k=const$ достаточно для создания скорости полета $V(t)$, существенно большей $V_{пр}^{отр}(\alpha_{доп})$. В этом случае имеется возможность маневрирования в горизонтальной плоскости, то есть возможность полета с углом крена $\gamma \neq 0$. Область активного маневрирования по крену в силу нелинейного характера зависимости дополнительного расхода тяги, необходимой для обеспечения горизонтального

полета, от скорости, не совпадает с областью возможных изменений скорости полета.

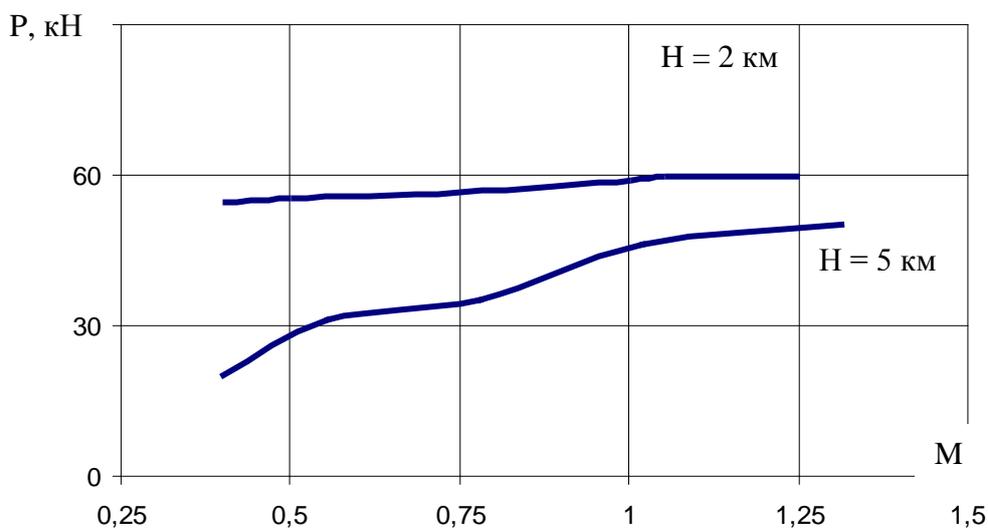


Рис. 3. Высотно-скоростные характеристики

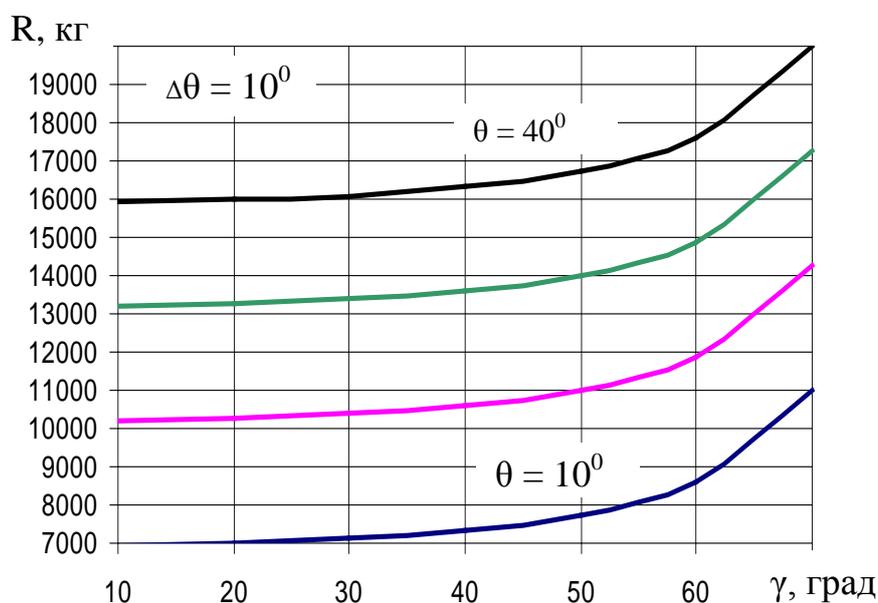


Рис. 4. Потребное значение тяги силовой установки, необходимое для создания заданного значения угла наклона траектории при полете на высоте $H = 2000$ м, $M = 0,7$ и $\theta = 10 - 40^\circ$

Анализ ВСХ (рис. 3) и потребных значений тяги для создания $\gamma_{\text{зад}}$ (рис. 4, 5) показывает, что максимально возможный угол γ_{max} достигается при $V(t) > V_{\text{пр}}^{\text{огр}}$ (рис. 5).

Это означает, что для обеспечения максимального диапазона изменения крена необходимо контролировать не критическое значение скорости полета, а скорость полета, которая соответствует максимальному углу крена при условиях: $H = \text{const}$; $\delta_{\text{руд}} = \text{const}$.

Во-первых, это позволит избежать развития критических ситуаций, во-вторых, повысить эффективность выполнения полетного задания. Следует отметить, что эта скорость есть функция параметров полета: H ; $\delta_{\text{руд}}$; числа M полета, то есть

$$V_1^{\text{огр}} = V(H, \delta_{\text{руд}}, M). \quad (16)$$

В режиме автоматического управления по курсу ограничение $V(t) \geq V_1^{\text{огр}}$ может быть реализовано путем введения ограничения по заданному углу крена.

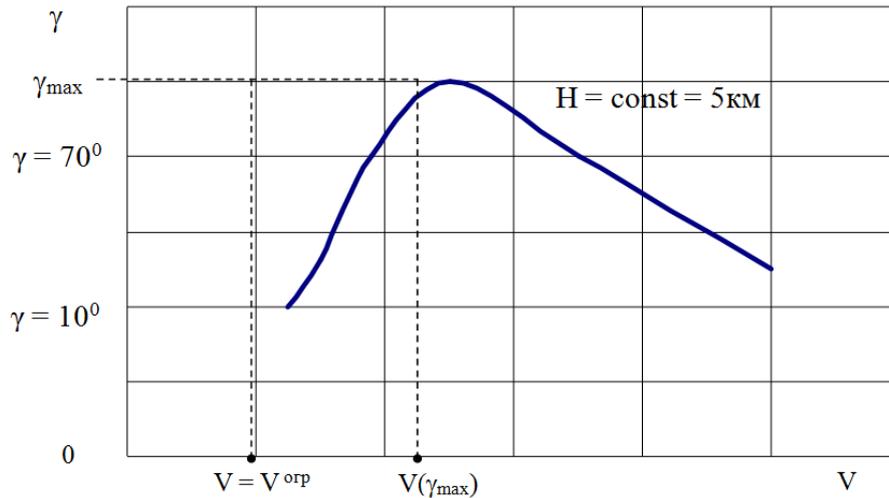


Рис. 5. Зависимость угла крена от скорости полёта

В этом случае зависимость текущей скорости полета от угла крена при стабилизации высоты полета при фиксированном режиме работы силовой установки может быть представлена в виде графика (рис. 6).

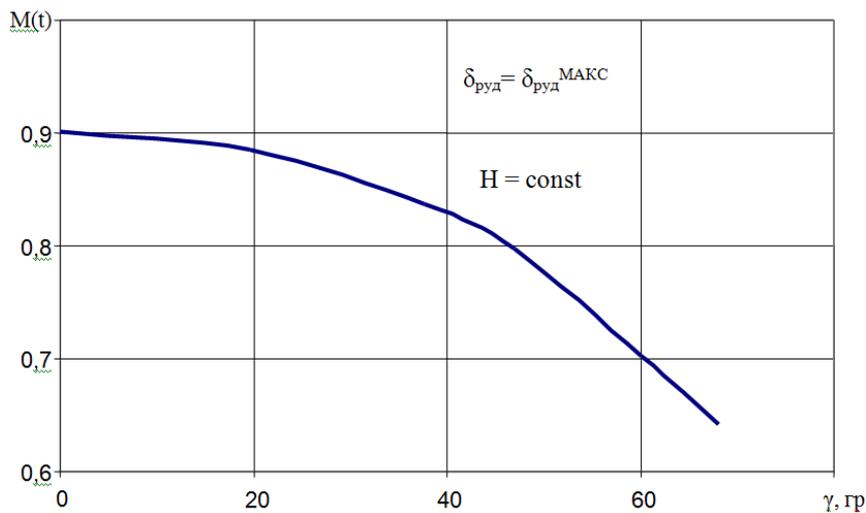


Рис. 6. Зависимость скорости полёта от текущего угла крена

Из приведенных результатов следует, что установившийся полет при $V(t) = \text{const}$ от величины крена имеет существенно нелинейный характер. Это обусловлено двумя причинами. Первая связана с необходимостью увеличения угла атаки для поддержания условия $H(t) = \text{const}$.

Вторая причина обусловлена нелинейным характером зависимости внутренней, а следовательно, и эффективной тяги силовой установки от скорости полета. Нелинейный характер зависимости $V(\gamma)$ приводит к сложной зависимости $\gamma^{\text{орп}}(\gamma_{\text{зад}}, V, H, \delta_{\text{руд}})$, реальное представление которой может содержать ошибки. В этом случае необходимо контролировать скорость полета в виде выполнения условия $V(t) > V^{\text{орп}}$.

Если условие не выполняется, то в систему управления креном ЛА вводится сигнал коррекции, пропорциональный рассогласованию $(V(t) - V^{\text{орп}})$, то есть

$$\gamma^{\text{орп}} = \gamma^{\text{орп}} + k_{\gamma} \cdot \text{sign}(\gamma^{\text{орп}}) \cdot f(V(t) - V^{\text{орп}}), \quad (17)$$

где $\gamma^{\text{орп}}$ – отработанный угол крена; $\gamma^{\text{орп}}$ – заданный угол крена; k_{γ} – коэффициент пропорциональности; $f(V(t) - V^{\text{орп}})$ – функция ограничения. Множитель $\text{sign}(\gamma^{\text{орп}})$ обеспечивает уменьшение заданного значения угла крена вне зависимости от знака текущего значения.

Аналогичные рассуждения можно провести и для угла наклона траектории.

ЛИТЕРАТУРА

1. Тарасенко А.М., Брага В.Г., Тараненко В.Т. *Динамика полета и боевое маневрирование ЛА*. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1984.
2. Алексеев В.М., Тихомиров В.М., Фомин С.В. *Оптимальное управление*. М.: Наука, 1979.
3. Харьков В.П. Структурно-параметрический метод синтеза управления динамическими системами // *Техническая кибернетика*. 1990. №4.
4. Сейдж Э.П., Уайт Ч.С. *Оптимальное управление системами*. М.: Радио и связь, 1982.
5. Крутько П.Д. *Обратные задачи динамики управляемых систем. Линейные модели*. М.: Наука, 1987.
6. Харьков В.П. Обобщенный метод обратных задач динамики в задачах управления нелинейными системами / *Прикладные задачи управления и испытаний летательного аппарата и его систем*. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1993.
7. Моисеев Н.Н. *Численные методы в теории оптимальных систем*. М.: Наука, 1971.
8. Харьков В.П. Адаптивное управление динамическими системами на основе обратных задач динамики // *Известия РАН. Теория и системы управления*. 1994. № 4. С. 115.
9. Харьков В.П., Бронников А.М., Журавлев Д.А. Адаптируемость системы управления с идентификатором и эталонной моделью без измерения производной вектора состояния // *Информационно-измерительные и управляющие системы*. 2011. Т. 6. С. 96.

CONTROL OF THE AIRCRAFT FLIGHT VELOCITY VECTOR BASED ON THE ENERGY APPROACH

Kharkov V.P., Khalyutin S.P.

This paper presents a method of the aircraft flight velocity vector control synthesis taking into account constraints on the thrust of the power plant, the restriction is made on the basis of the use of the power triangle, representing an equilateral triangle whose height is interpreted as the thrust of the power plant. The control laws are synthesized based on the method of inverse dynamics problems.

Keywords: velocity, thrust propulsion, the triangle of power, control, inverse dynamics, roll, angle of trajectory, the module of the velocity vector.

REFERENCES

1. Tarasenko A.M., Braga V.G., Taranenko V.T. *Dinamika poleta i boyevoye manevrirovaniye LA*. М.: VVIA im. N.Ye. Zhukovskogo. 1984. (In Russian).
2. Alekseyev V.M., Tikhomirov V.M., Fomin S.V. *Optimal'noye upravleniye*. М.: Nauka. 1979. (In Russian).
3. Khar'kov V.P. Strukturno-parametricheskiiy metod sinteza upravleniya dinamicheskimi sistemami. *Tekhnicheskaya kibernetika*. 1990. №4. (In Russian).
4. Seydzh E.P., Uayt CH.S. *Optimal'noye upravleniye sistemami*. М.: Radio i svyaz'. 1982. (In Russian).
5. Krut'ko P.D. *Obratnyye zadachi dinamiki upravlyayemykh sistem. Lineynyye modeli*. М.: Nauka. 1987. (In Russian).
6. Khar'kov V.P. Obobshchennyy metod obratnykh zadach dinamiki v zadachakh upravleniya nelineynymi sistemami. *Prikladnyye zadachi upravleniya i ispytaniy letatel'nogo apparata i yego sistem*. М.: VVIA im. N.Ye. Zhukovskogo. 1993. (In Russian).
7. Moiseyev N.N. *Chislennyye metody v teorii optimal'nykh sistem*. М.: Nauka. 1971. (In Russian).
8. Khar'kov V.P. Adaptivnoye upravleniye dinamicheskimi sistemami na osnove obratnykh zadach dinamiki. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*. 1994. № 4. P. 115. (In Russian).
9. Khar'kov V.P., Bronnikov A.M., Zhuravlev D.A. Adaptiruyemost' sistemy upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu bez izmereniya proizvodnoy vektora sostoyaniya. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy*. 2011. Т. 6. P. 96. (In Russian).

Сведения об авторах

Харьков Виталий Петрович, 1943 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1974), профессор, доктор технических наук, начальник отдела ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», автор более 120 научных работ, область научных интересов – прикладная теория оптимального управления.

Халютин Сергей Петрович, 1968 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алкниса (1990), МГУ им. М.В. Ломоносова, профессор, доктор технических наук, генеральный директор ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», профессор кафедры электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, автор более 120 научных работ, область научных интересов – электроэнергетика автономных объектов.

УДК 347.822.4:37.037.1

ПРОФЕССИОНАЛЬНО-ПРИКЛАДНАЯ ФИЗИЧЕСКАЯ ПОДГОТОВКА СТУДЕНТОВ МГТУ ГА

В.И. ШАЛУПИН, И.А. ПИСЬМЕНСКИЙ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

Рассматриваются вопросы модельных характеристик профессионально-прикладной физической подготовки (ППФП) инженерно-технического состава гражданской авиации (ГА) по физической культуре. Формирование профессионально-прикладной физической подготовки электриков и радистов, обслуживающих авиационную технику.

Ключевые слова: профессионально-прикладная физическая подготовка, модельные характеристики, электрики, радисты.

Дальнейшее совершенствование авиационной техники, возрастание объема и интенсивности труда предъявляют повышенные требования к качеству подготовки инженерно-технического состава гражданской авиации.

Важную роль в связи с этим имеет обеспечение необходимого уровня профессиональной готовности будущих инженеров, включающей физическую подготовленность, тренированность, работоспособность, развитие профессионально важных качеств (ПВК) и психомоторных способностей.

По данным ученых точно установлено, что общая физическая подготовка не находит непосредственного применения в процессе труда, а лишь создает предпосылки для успешной профессиональной деятельности, опосредованно проявляясь в ней через такие факторы, как состояние здоровья, степень физической тренированности, адаптации к условиям труда.

Не вызывает сомнений, что профессия инженерно-технического состава ГА имеет свою двигательную специфику, отличающуюся условиями труда, психофизиологическими характеристиками и предъявляющая различные требования к уровню развития физических качеств, психофизиологических функций и психических свойств и качеств личности.

Известно, что адаптация человека к условиям производства без специальной психофизической подготовки может длиться от 1 года до 5-7 лет [2]. Поэтому учебные заведения, обучающие профессиональной деятельности для повышения качества выпускаемых авиационных инженеров, развивают специфические физические качества, физиологические функции, психические качества, передают соответствующие знания, умения и навыки, необходимые для эффективного овладения конкретными профессиями.

По данным Р.Т. Раевского (1985), недостаточный уровень развития физических качеств молодых инженеров промышленных предприятий является причиной 24% всех задержек в работе, аварий, остановок оборудования, а недостаточный уровень психических качеств и того больше – 37% ошибок. Американские ученые утверждают, что 98% авиакатастроф происходит из-за ошибок пилотов и диспетчеров и только 2% - из-за отказа техники [2]. В РФ 80% авиакатастроф происходит из-за ошибок пилотов и диспетчеров. Об этом заявила представитель Генпрокуратуры Елена Глебова в интервью журналу «Прокурор» 29.04.2012 г.

Все вышесказанное делает актуальным вопрос о повышении эффективности профессионально-прикладной физической подготовки инженеров гражданской авиации.

На наш взгляд, изучение специфики ППФП должно базироваться на разработке модельных характеристик и программно-методических требований для конкретных специальностей данного учебного заведения, на основании которых должны быть сформулированы основные педаго-

гические задачи – это учебно-тренировочные занятия по годам обучения, состав средств учебных занятий и конкретные упражнения [3].

Для выявления ведущих двигательных качеств, характерных для трудовой деятельности инженерных работников наземных служб ГА, проводилось интервьюирование профессорско-преподавательского состава ведущих кафедр МГТУ ГА. Сопоставление результатов интервьюирования и литературных данных позволило наметить ведущие двигательные качества будущих инженеров ГА.

Одной из основных задач исследования на всех его этапах являлась всесторонняя оценка физической подготовленности студентов МГТУ ГА. Всесторонность оценки обеспечивалась набором контрольных испытаний, в которых отражены все компоненты физической дееспособности студентов. Программа обследований включала 10 контрольных упражнений. Достоверность оценки обеспечивалась достаточным числом обследований и продолжительностью этапов тестирования. Всего было проведено свыше 18 тысяч измерений.

По результатам исследований определена факторная структура физической готовности студентов. Кроме этого, изучалась динамика физической подготовленности студентов МГТУ ГА в течение учебного года и от курса к курсу.

Итак, обобщая обширные данные, представляем примерный перечень основных задач ППФП для технических вузов:

- повышение работоспособности, расширение адаптационных возможностей;
- укрепление мышц брюшного пресса;
- профилактика близорукости;
- развитие мышц плечевого пояса, рук, разгибателей спины;
- закаливание;
- развитие координационных способностей;
- повышение гибкости позвоночника и подвижности в суставах;
- развитие силы и быстроты мышц кистей;
- освоение навыков самотренировки, самоконтроля коррекции собственного физического состояния;
- развитие силовых и скоростно-силовых мышц плечевого пояса, разгибателей спины и туловища;
- тренировка вестибулярного аппарата;
- развитие статической силы и выносливости;
- расширение адаптационных возможностей;
- освоение средств и методов ППФП;
- освоение средств и методов самоконтроля;
- освоение средств и методов самостоятельных тренировок;
- изучение и освоение правил техники безопасности;
- улучшение осанки;
- развитие и поддержание работоспособности;
- индивидуальная силовая тренировка;
- тонизирующая тренировка.

В последние годы отмечена негативная тенденция в уровне здоровья и физической подготовленности студентов. Недостаточное питание, авитаминоз, особенно у студентов, проживающих в общежитии, не способствуют положительной динамике физической подготовленности в ходе обучения в университете. Поэтому актуальны точно дозированные, целенаправленные воздействия на поддержание и развитие физической работоспособности студентов и их силовых возможностей. Динамический контроль работоспособности студентов позволяет не только контролировать это важнейшее качество, но и разрабатывать индивидуальные задания на следующий период обучения. Разработка и использование квалификационных характеристик

инженеров гражданской авиации позволит своевременно и объективно оценивать физическое состояние студентов и вносить коррекцию в учебно-тренировочный процесс.

По проведенным кафедрой физвоспитания исследованиям составлены модельные характеристики физического развития и физической подготовленности выпускников МГТУ ГА.

Направление 25.03.02 «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов»

Физическое развитие:

- среднее;
- хорошее.

Физическая подготовленность:

- высокая работоспособность;
- высокие координационные способности;
- тонкая мышечная чувствительность пальцев;
- хорошие показатели силы и выносливости мышц плечевого пояса, рук, кистей;
- хорошие скоростные качества;
- высокая работоспособность цилиарных мышц глаз;
- повышенные адаптационные возможности, способствующие преодолению гипокинезии и неблагоприятного влияния электрических полей.

Специальность 25.05.03 «Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования»

Физическое развитие:

- среднее;
- хорошее.

Физическая подготовленность:

- высокая работоспособность;
- хорошая общесиловая подготовленность;
- высокие показатели силы и выносливости мышц плечевого пояса, рук, кистей;
- тонкая мышечная чувствительность пальцев;
- хорошие координационные способности;
- высокая двигательная реакция;
- высокая работоспособность цилиарных мышц глаз;
- крепкий брюшной пресс;
- повышенные адаптационные возможности, способствующие преодолению неблагоприятного влияния электромагнитных колебаний;
- высокая психологическая устойчивость при напряженной тонко-координированной мышечной деятельности.

Исходя из этих и, возможно, некоторых других показателей, определяются модельные характеристики студентов различных специальностей и направлений, и на этой основе разрабатываются системы контроля и объективной оценки физических возможностей студентов, позволяющие эффективно управлять процессом физического совершенствования студентов, гармонизируя различные компоненты их физического развития и двигательного потенциала.

Проведенные исследования позволили разработать характеристики трех уровней ППФП будущих авиационных работников инженерно-технического состава гражданской авиации.

I уровень – достаточная ППФП. Основная масса студентов должна достичь его к концу второго семестра. Суммарная оценка ППФП должна составлять от 10 до 12 баллов.

II уровень – оптимальная ППФП. Путь от I до II уровня студенты проходят за 2 - 3 семестр. Суммарная оценка к концу 4 - 5 семестра должна составлять от 13 до 15 баллов.

III уровень – высокая ППФП. Основная масса студентов должна достигнуть этого уровня на III - IV курсах. Суммарная оценка ППФП составляет более 16 баллов.

Таким образом, составление модельных характеристик инженерно-технического состава гражданской авиации (электрики, радисты) позволит объективно оценить и спрогнозировать те

физические упражнения, которые наиболее эффективно способствуют качественной подготовке в многогранном процессе профессиональной деятельности.

Совмещенное планирование общей и профессионально-прикладной физической подготовки в течение всего периода обучения позволяет реально управлять физической подготовленностью инженеров наземных служб ГА. Включение ППФП в программу физического воспитания студентов, все увеличивающаяся и расширяющаяся работа кафедр физического воспитания по этому важнейшему разделу физического воспитания подчеркивают важность и необходимость направленного использования средств физической культуры и спорта в профессиональной подготовке студентов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Климин В.П., Арестов Ю.М.** Программно-методические основы физического воспитания студентов. М.: МГТУ ГА, 1993. 14 с.
2. **Корженевский А.Н.** Модельные характеристики функциональной подготовленности спортсменов высокого класса в различных видах спорта. Автореф. дисс... канд. пед. наук. М., 1983. 30 с.
3. **Раевский Р.Т.** Профессионально-прикладная физическая подготовка студентов технических вузов. М.: Высшая школа, 1985. 29 с.
4. **Шалупин В.И., Карпушин В.В., Морщинина Д.В.** Ценностные аспекты профессионально-прикладной физической подготовки в процессе обучения специалистов гражданской авиации. М.: МГТУ ГА, 2013. 7 с.

PROFESSIONALLY-APPLIED PHYSICAL TRAINING OF MSTU CA

Shalupin V.I., Pismenskiy I.A.

Discusses issues of model characteristics of the engineering and technical personnel of civil aviation for physical culture. The formation of professional and applied physical training of electricians and radio operators serving aircraft.

Keywords: professionally-applied physical training, model characteristics, electricians, radio operators.

REFERENCES

1. **Klimin V.P., Arestov Yu.M.** Programmno-metodicheskiye osnovy fizicheskogo vospitaniya studentov. M.: MGTU GA. 1993. 14 p. (In Russian).
2. **Korzhenevskiy A.N.** Model'nyye kharakteristiki funktsional'noy podgotovlennosti sportsmenov vysokogo klassa v razlichnykh vidakh sporta. Avtoref. diss... kand. ped. nauk. M. 1983. 30 p. (In Russian).
3. **Rayevskiy R.T.** Professional'no-prikladnaya fizicheskaya podgotovka studentov tekhnicheskikh vuzov. M.: Vysshaya shkola. 1985. 29 p. (In Russian).
4. **Shalupin V.I., Karpushin V.V., Morshchinina D.V.** Tsennostnyye aspekty professional'no-prikladnoy fizicheskoy podgotovki v protsesse obucheniya spetsialistov grazhdanskoy aviatsii. M.: MGTU GA. 2013. 7 p. (In Russian).

Сведения об авторах

Шалупин Владимир Ильич, 1955 г.р., окончил ВИФК (1979), профессор, кандидат педагогических наук, заслуженный работник физической культуры РФ, заведующий кафедрой физического воспитания МГТУ ГА, автор более 70 научных работ, область научных интересов – профессионально-прикладная физическая подготовка.

Письменский Иван Андреевич, 1941 г.р., окончил ГОСЦАЛИФК (1971), доцент, кандидат педагогических наук, профессор кафедры физического воспитания МГТУ ГА, автор более 50 научных работ, область научных интересов – моделирование физической культуры и спорта.

УДК 629.735.05(571.1/5)

ПРОБЛЕМЫ И ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИОНИКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ИНОСТРАННОГО ПРОИЗВОДСТВА В УСЛОВИЯХ ЭКСТРЕМАЛЬНО НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР КРАЙНЕГО СЕВЕРА, СИБИРИ И ЯКУТИИ

В.П. ГОРБУНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

В статье рассматриваются проблемы, связанные с адаптацией и спецификой эксплуатации систем авионики самолетов западного производства в условиях низких и экстремально низких температур Крайнего Севера, Сибири и Арктики.

Ключевые слова: авионика, надежность, безопасность полетов, температура наружного воздуха.

Активное освоение российской Арктики и Крайнего Севера ставит перед авиацией новые задачи по обеспечению бесперебойного воздушного сообщения с базами снабжения на материке, где способность безопасной и безотказной работы авиатехники в самых тяжелых условиях Заполярья и Сибири становится наиболее важным условием, предъявляемым к воздушным судам наряду с их экономической эффективностью.

Увеличение интенсивности и расширение географии полетов выявляют нерешенные проблемы адаптации современных цифровых ВС к условиям эксплуатации при экстремально низких температурах до -54°C . Несмотря на более чем 22 летний срок с начала эксплуатации иностранных ВС в российских условиях, расширение диапазона эксплуатационных температур остается актуальной проблемой. На протяжении всего этого периода времени практически каждую зиму авиакомпания сталкиваются с проблемами выполнения даже разворотных рейсов в аэропорты Западной и Восточной Сибири и в особенности Якутии (Якутск, Нерюнгри, Мирный) с обычными для региона температурами до -50°C и ниже.

В период с начала эксплуатации первых ВС иностранного производства в РФ прошло более двадцати лет. За это время поменялось несколько поколений ВС с точки зрения развития элементной базы, применяемой в бортовых комплексах систем авионики. Практически выведены из флотов авиакомпаний самолеты с комбинированным комплексом авионики, состоящим из отдельных систем управления с блоками контроля и управления, выполненных с использованием элементной базы и процессорами ранних разработок в комбинации с аналоговыми элементами. Это прежде всего Boeing 737-200, 747-200/300 и Airbus A300B2, B4. Значительно сократились ВС со смешанной элементной базой, включающей в себя как аналоговые, так и цифровые системы типов A310/A300-600 и Boeing 737/757/767.

В настоящее время компании активно наращивают свои парки полностью цифровыми ВС, такими как семейство A320 (A319, A320, A321) и A330, где реализована полностью цифровая система управления так называемая Fly-by-Wire. Аналогичная концепция успешно реализована и на новейшем российском SSJ 100 и также будет в основе создаваемого MC-21. Значительно вырос флот цифровых ВС типа Boeing 777-200/300 и Boeing 747-8.

При всем качественном обновлении флотов авиакомпаний все же вынуждены избегать длительного нахождения и тем более ночных стоянок новейших ВС, оснащенных современными цифровыми комплексами и оборудованием в аэропортах Западной и Восточной Сибири, Якутии, руководствуясь прежде всего ограничениями диапазона эксплуатационных температур, оговоренными для A320 и Boeing 737NG в Руководстве по летной эксплуатации (Aircraft Flight Manual). До недавнего времени взлет и посадка ограничивались температурами до -46°C для

ВС A320 с двигателями CFM56 (-40°C с двигателями IAE V2500) и для самолетов семейства Boeing 737NG в -40°C .

Серия задержек, отмен рейсов и ухода на запасные аэродромы самолетов нескольких авиакомпаний в ноябре и декабре 2014 г. по причине экстремально низких температур на Севере Сибирского региона и Якутии до -50°C и ниже заставили авиационные власти и МАК поставить перед производителями ВС A320 и Boeing 737 задачу расширения диапазона допустимых температур, позволивших бы выполнять как минимум транзитные рейсы с кратко временными стоянками. Как результат, в декабре 2014 г. МАК одобрил пакеты модификаций Mod 154702 и Mod 155935, которые в сочетании с дополнениями в руководства по летной и технической эксплуатации (AFM, FCOM, AMM) позволяют ВС семейства A320 с двигателями CFM56 выполнять обратный рейс при температуре в -54°C с ограничением нахождения на земле не более 2 ч. Разработанные Boeing в конце декабря 2014 г. процедуры ТО в условиях экстремально низких температур (Extreme Cold Weather maintenance /servicing procedures) позволяют самолетам семейства Boeing 737NG находиться на земле до 3 ч при температуре до -50°C . В обоих случаях найденные решения позволяют де юре закрыть вопрос по выполнению разворотных рейсов в самых экстремально холодных аэропортах этих регионов. В то же время проблема постоянного базирования для этих типов ВС не решена.

Наиболее актуальной данная проблема является для эксплуатантов самых распространенных среднемагистральных самолетов семейства A320 и Boeing 737NG, география полетов которых наиболее широка и требует возможности безопасного с точки зрения обеспечения летной годности и более длительного нахождения с ночными стоянками в наиболее холодных аэропортах Севера Сибири и Якутии.

Безусловно, предпочтительным вариантом решения вопроса в условиях низких температур является проведение ТО или хранение ВС в теплых ангарах. Однако не все крупные авиакомпании могут позволить инвестиции в постройку ангаров. И если для проведения планового ТО самолет все же можно перегнать к провайдеру ТО (MRO-Maintenance Repair Organization) в более теплый регион, то оперативное устранение неисправностей, обеспечение ночных стоянок и постоянное базирование чисто цифровых ВС в режиме безангарной эксплуатации – вопрос, требующий технических и процедурных решений.

Согласно руководства по ТО (Aircraft Maintenance Manual) оба производителя ВС разделяют нахождение воздушного судна на длительный промежуток времени с присутствием или отсутствием технического персонала (attended or unattended). Attended parking (с присутствием персонала) подразумевает поддержание комфортной температуры при работающей вспомогательная силовая установка (ВСУ) и запиткой всех основных систем самолета. Процесс подогрева отсека авионики показан на рис. 1. В то же время наиболее критичной является оставление ВС с выключенной ВСУ и обесточенной бортовой системой.

Наиболее уязвимыми являются гидравлическая, топливная, водяные системы ВС, шасси, системы открытия грузовых дверей и в особенности авионика.

Применение передовых цифровых технологий в системах авионики неожиданно выявило серьезную проблему в случае, если данный тип ВС с цифровым комплексом бортового оборудования и концепцией Fly-By-Wire имеет систему индикации на базе жидкокристаллических индикаторов LCD («стеклянной кабиной»).

Во время проведения испытаний в условиях экстремально низких температур при -54°C и -46°C (Cold Soak Test) самолетов Airbus A310 и A320 в Якутске были получены данные, характеризующие интенсивность охлаждения различных частей конструкции воздушного судна. График (рис. 2) показывает, что при воздействии внешней температуры в -44°C в течение 12 ч 45 мин наиболее подвержен интенсивному охлаждению отсек авионики, где за это время температура достигает минимального значения в -41°C . Температура в пассажирском салоне опускается до -38°C . Наименьшему воздействию низкой температуры подвержена кабина экипажа, где за этот период времени температура опустилась до значения в -36°C . При этом

наиболее “комфортной” температурой, рекомендованной производителями ВС и радиоэлектронного оборудования, является температура в -15°C [6; 7].



Рис. 1. Подогрев отсека авионики ВС А320 от внешнего источника подогревателя УМП350 при температуре окружающего воздуха -46°C

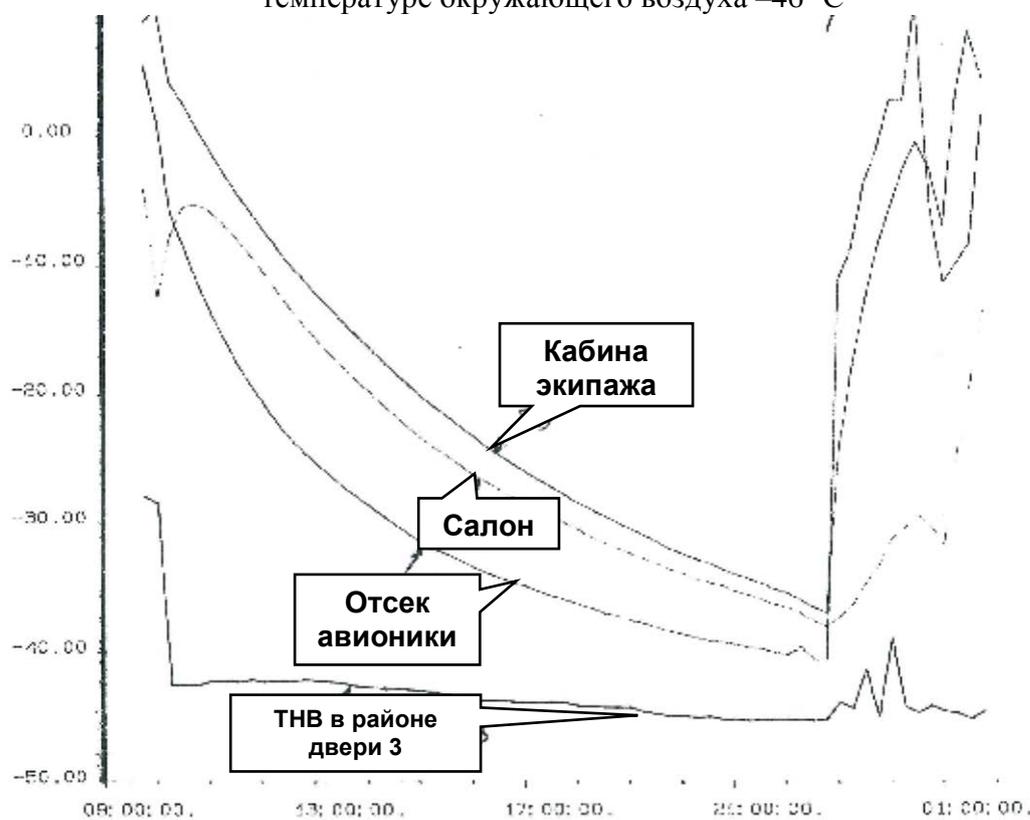


Рис. 2. Скорость охлаждения кабины экипажа, пассажирского салона и отсека авионики ВС А310 при воздействии температуры окружающего воздуха в -44°C

По результатам нескольких температурных испытаний, проведенных производителями оборудования и компании Airbus, были определены три температурных порога функционирования авионики, где безопасное включение с выходом на устойчивый режим функционирования компьютеров и цифровых систем ограничен их температурой не ниже -15°C . Включение в работу в диапазоне от -15°C до -45°C характеризуется как неустойчивый режим, могущий привести к их внезапному отказу. Включение же цифровых систем после достижения температур корпусов компьютеров в -45°C и ниже приводит к практически их немедленному выходу из строя.

Режим восстановления работоспособности авионики и вывода из состояния глубокой заморозки (Cold Soak) всего комплекса оборудования и систем после длительной парковки ВС (unattended parking) осуществляется методом подогрева отсека авионики от наземных подогревателей с температурой на выходе из рукавов не выше $+70^{\circ}\text{C}$ (рис. 3) до температуры в отсеке, кабине экипажа и пассажирском салоне -15°C как безопасной для подключения питания компьютеров от бортовой сети ВС.

Результаты измерений во время испытания ВС А310 (Cold Soak Test) в Якутске при охлаждении отсека авионики до -54°C показывают неравномерность времени прогрева самих системных компьютеров и отсека авионики. Исходя из этого, время готовности систем авионики отстает от интенсивности прогрева самого отсека авионики, что ясно следует из графика (рис. 3).

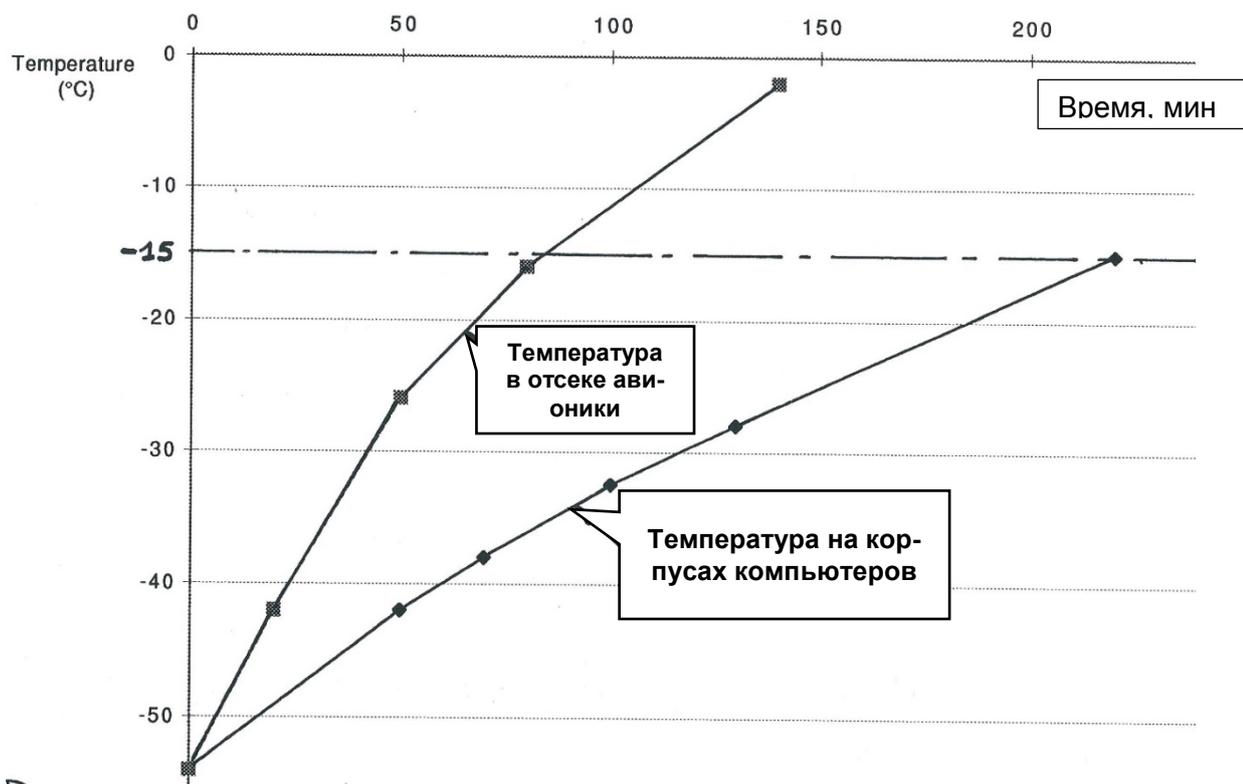


Рис. 3. Время прогрева отсека авионики и установленного там оборудования ВС А310 от внешнего источника МП01 “Север” температурой в $+70^{\circ}\text{C}$ после охлаждения отсека авионики до -54°C

По результатам испытаний выработаны рекомендации по времени, необходимого для качественного подогрева жизненно важных систем самолета и в особенности отсека авионики:

- при ТНВ -40°C – не менее 2,5 ч;
- при ТНВ -48°C – не менее 3 ч;
- при ТНВ -54°C – не менее 3,5 ч.

Результаты испытаний и опыт авиакомпаний эксплуатантов ВС с цифровым оборудованием в условиях низких температур показывают, что особенно серьезной задачей является сохранение и восстановление работоспособности систем индикации и управления системами салонного оборудования CIDS, выполненных на базе жидкокристаллических индикаторов – LCD – Touch Screen [5].

Восстановление работоспособности цифрового оборудования после оставления самолета в режиме unattended parking требует мер предосторожности. Жидкокристаллические LCD индикаторы управления системами салона FAP Flight Attendant Panel ВС A320 в условиях эксплуатации и воздействия низких температур имеют очень низкую надежность. После воздействия низких температур ниже $-45-50^{\circ}\text{C}$ в течение ночной стоянки и после включения бортового питания они или выходят из строя, или начинают воспроизводить неверную хаотичную информацию. Например, при пустой водяной системе индицируется наличие 100% заправленных баков. При температурах в районе -20°C воспроизводят – 50%. И только при нагреве салона выше 0°C достоверную информацию в 0%. Аналогичные проблемы отмечены и с системой индикации и управления салонным оборудованием в варианте Sky Interior ВС Boeing 737NG, во избежание сбоя или выхода из строя которой производитель рекомендует снимать ее с борта при температуре в -27°C [6].

Аналогичные рекомендации разработаны и другим производителем, компанией Airbus, рекомендующей снимать все LCD элементы системы управления салонным оборудованием CIDS, панели управления и индикации, FAP, AAR, CAM с самолета в случае продолжительной стоянки в 12 ч и более, начиная с температуры в -40°C [5; 7].

Это касается и другого салонного оборудования, чувствительного к низким температурам: батареи систем электропитания аварийных выходов, мегафоны, аварийные радио маяки системы КОСПАС САРСАТ и кислородные баллоны.

При этом каждый из установленных на ВС компьютеров или блок управления, на которых построены системы авионики, имеет температурные ограничения, разделенные на три температурных режима работы:

- нормальный режим – Normal Operation с диапазоном от -15°C до -55°C ;
- экстремальный режим – Extreme Operation превышающий на $15-20^{\circ}$ нормальный режим, но не более -55°C ;
- режим выживаемости – Survival temperature от -40°C (Flight Control Computer, Flight Augmentation Computer, Thrust Control Computer все фирмы Sextant) до -65°C (Standby altimeter).

Например, основные батареи производства компании SAFT рекомендуется снимать уже при температурах в -15°C для хранения в теплых местах. Общее количество компьютеров, цифровых панелей управления и индикаторов, выполненных на базе LCD и другого чувствительного к низким температурам цифрового оборудования может достигать 20 и более единиц в зависимости от типа ВС, ожидаемого времени стоянки (хранения) и температуры окружающего воздуха. Все эти рекомендации, прописанные в руководствах по техническому обслуживанию самолетов производства как Airbus, так и Boeing в главах AMM Chapter 12-00-00 «Cold Weather Operation» и «Extreme Cold Weather maintenance /servicing procedures», создают дополнительные неудобства для эксплуатантов, приводят к существенному увеличению эксплуатационных затрат и по сути не решают проблему безангарной базовой эксплуатации ВС иностранного производства при температурах в -50°C и ниже.

Данное обстоятельство накладывает существенные ограничения на возможности прежде всего безангарного базирования с длительными стоянками в условиях аэропортов регионов Восточной Сибири, Якутии и всего Крайнего Севера.

Дальнейшее расширение регионов использования современных цифровых самолетов российского и западного производства будет напрямую зависеть от степени их приспособленности для базирования и с обеспечением их вне ангарной эксплуатации в условиях экстремально низких температур, где главным критерием должно быть совершенство конструкции агрегатов и систем, со-

храняющих и имеющих способность восстанавливать свою работоспособность после длительного воздействия низких в -40°C и экстремально низких до -55°C температур.

На сегодняшний день вопросы обеспечения постоянного базирования, как это требуют задачи по обеспечению регулярного пассажирского и грузового сообщения с районами Арктики, остаются открытыми и требуют своего технологического или процедурного решения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Рухлинский В.М., Горбунов В.П. Решение проблем эксплуатации ВС иностранного производства в условиях экстремально низких температур / Тезисы докладов III Международной научно-практической конференции «Системы управления жизненным циклом изделий авиационной техники: актуальные проблемы, исследования, опыт внедрения и перспективы развития» (1-2 ноября 2012 г.). Ульяновск: УлГУ, 2012. С. 40-42.
2. Горбунов В.П. Проблемы эксплуатации современных самолетов в условиях низких и сверхнизких температур Сибири, Крайнего Севера и Арктики // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 204 (6). С. 110-114.
3. *Safety First*, Issue 15, January 2013, Airbus, Toulouse, France, pp. 18-21.
4. *ICEMAN LM Handbook – Cold Weather FAIR working group*, 2012, Airbus, Toulouse, France.
5. Cold Weather Working Group (CWWG) / Материалы заседания рабочей группы по эксплуатации ВС в условиях низких температур –04 November 2011, Airbus, Toulouse.
6. *Boeing 737/600/700/800/900*, AMM 12-33-01/02, Page 301, June 15/2014, Boeing Seattle, USA.
7. *Airbus A319/320/321*, AMM 12-31-23, Page 1, Airbus, Nov. 2014, France.

PROBLEMS AND SPECIFICS OF FOREIGN MADE AIRCRAFT AVIONICS SYSTEMS OPERATION IN THE EXTREMELY LOW TEMPERATURE CONDITION OF SIBERIA, YAKUTIA AND NOTHERN REGIONS

Gorbunov V.P.

The article describes problems and peculiarities of aircraft Cold Weather operation in Siberia's Northern areas, highlighting the difficulties to maintain the aircraft Avionics system functionality, providing the required level of safety and reliability at very low temperatures environment.

Keywords: avionics systems, flight safety, reliability, outdoor temperature.

REFERENCES

1. Rukhlinskiy V.M., Gorbunov V.P. Resheniye problem ekspluatatsii VS inostrannogo proizvodstva v usloviyakh ekstremal'no nizkikh temperature. *Tezisy dokladov III Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii Sistemy upravleniya zhiznennym tsiklom izdeliy aviatsionnoy tekhniki: aktual'nyye problemy, issledovaniya, opyt vnedreniya i perspektivy razvitiya* (1-2 noyabrya 2012 g.). Ul'yanovsk: UIGU. 2012. Pp. 40-42. (In Russian).
2. Gorbunov V.P. Problemy ekspluatatsii sovremennykh samoletov v usloviyakh nizkikh i sverkh nizkikh temperatur Sibiri, Kraynego Severa i Arktiki. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2014. № 204 (6). Pp. 110-114. (In Russian).
3. *Safety First*, Issue 15, January 2013, Airbus, Toulouse, France, pp. 18-21.
4. *ICEMAN LM Handbook – Cold Weather FAIR working group*, 2012, Airbus, Toulouse, France
5. *Cold Weather Working Group (CWWG)*, materialy zasedaniya rabochey gruppy po ekspluatatsii VS v usloviyakh nizkikh temperatur –04 November 2011, Airbus, Toulouse.
6. *Boeing 737/600/700/800/900*, AMM 12-33-01/02, Page 301, June 15/2014, Boeing Seattle, USA.
7. *Airbus A319/320/321*, AMM 12-31-23, Page 1, Airbus, Nov. 2014, France.

Сведения об авторе

Горбунов Владимир Павлович, 1963 г.р., окончил МИИГА (1990), имеет степень MBA Кингстонского Университета, Великобритания (2002), генеральный директор авиакомпании “Добролет“, автор 5 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, поддержание летной годности.

УДК 629.735

МЕЖДУНАРОДНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ (КОМПЕТЕНТНОСТНАЯ) СИСТЕМА ПОДГОТОВКИ И ОЦЕНКИ ПЕРСОНАЛА ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

С.В. КУЗНЕЦОВ

Отечественная система подготовки инженерно-технического персонала по технической эксплуатации (ТЭ) воздушных судов (ВС), их электрических систем и авионики требует совершенствования и гармонизации с международными требованиями. Внедрение квалификационного подхода позволит существенно повысить качество подготовки персонала и обеспечить соответствие мировой практике.

Ключевые слова: инженерно-технический персонал, техническое обслуживание и ремонт, воздушное судно, авионика, гармонизация, международные требования.

Проблема подготовки инженерно-технического персонала (ИТП) по ТЭ авионики и авиационных электросистем ВС с учетом гармонизации отечественных требований к персоналу с международными требованиями осознана давно [1-6], но по-прежнему требует пристального внимания руководства отрасли, авиапредприятий и научно-педагогических кадров.

Международная организация гражданской авиации (ГА) ИКАО и Европейское агентство авиационной безопасности EASA уделяют этой проблеме пристальное внимание.

Важнейшим документом, формирующим требования к подготовке авиационного персонала, является документ ИКАО DOC 9868 ИКАО [7] (Procedures for Air Navigation Services – Training PANS-TRG), который отражает результаты разработки в рамках инициативы ИАТА по подготовке и квалификации персонала квалификационной системы подготовки и оценки механиков/техников/инженеров (АММТЕ) по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) ВС, включая персонал, обладающий правами, предоставляемыми свидетельствами или разрешениями. В этом документе содержится порядок разработки и осуществления предназначенной для получения свидетельства механика/техника/инженера по ТОиР ВС (АММТЕ) квалификационной системы подготовки (competency-based training – СBT). Обращает на себя внимание особенность перевода англоязычного термина. Внедряемый в последнее время в отечественном высшем образовании так называемый компетентностный подход, по всей вероятности, имеет ту же самую терминологическую основу.

Нормами летной годности оговариваются свидетельства и разрешения, которые персонал должен получить и поддерживать в действительном состоянии для того, чтобы осуществлять права по удостоверению выполнения различных задач по ТОиР ВС.

Квалификационная система подготовки и оценки персонала по ТОиР ВС облегчает использование модульного подхода, приспособленного к широкому кругу задач по ТОиР. В связи с тем, что программы подготовки в целях овладения базовыми знаниями не ориентированы на конечный результат, их эффективность может быть ограниченной с точки зрения использованных времени и ресурсов. Программы подготовки и оценки в рамках квалификационной системы можно адаптировать к конкретным наборам квалификационных требований, необходимых для выполнения определенных операций по ТОиР, при этом каждое квалификационное требование является элементом "общей структуры".

В результате внедрения новых технологий персоналу по ТОиР ВС постоянно требуется осваивать новые методы и процессы. Поэтому персоналу необходимо приобретать новые знания и навыки для поддержания необходимого уровня квалификации с учетом развития техники. Благодаря модульному подходу в программы подготовки в рамках квалификационной системы можно легко включать виды подготовки по применению новых технологий.

Программы подготовки в рамках квалификационной системы позволяют включать новые более

эффективные и действенные учебные методики, в том числе тренажерную подготовку, электронное обучение, обучение с использованием мультимедийных средств и самостоятельное обучение.

Порядок подготовки и выдачи свидетельств механика/техника/инженера ТОиР ВС (АММТЕ)

Подготовка в рамках квалификационной системы требует проведения постоянной оценки для обеспечения ее эффективности и соответствия операциям, осуществляемым при ТОиР ВС. Должны соблюдаться все стандарты Приложения 1 и Приложения 2 к Чикагской Конвенции, касающиеся утвержденной учебной организации, включая те из них, которые связаны с утверждением учебного плана и системы обеспечения качества.

Подготовка в рамках квалификационной системы без специализации

По окончании базовой подготовки слушатели должны продемонстрировать соответствие тому набору квалификационных требований, связанных со "стандартной практикой", изложенной в "руководствах по стандартной практике", которым они должны будут впоследствии отвечать на рабочем месте. Для того чтобы продемонстрировать такой уровень квалификации, необходимо приобрести базовые знания и навыки. Указанная "стандартная практика" применима ко всем типам авиационного оборудования и всем существующим условиям.

Поскольку базовую подготовку должен проходить весь персонал, задействованный в ТОиР ВС, важно, чтобы полномочные органы гражданской авиации осуществляли тщательный контроль за учебными программами и надзор за выпускными экзаменами и оценками для того, чтобы слушатели отвечали требованиям к набору профессиональных качеств, необходимых для выполнения ими своей работы ("стандартная практика"). В связи с этим программы базовой подготовки в рамках квалификационной системы утверждаются полномочными органами ГА.

При условии успешного прохождения слушателями экзаменов и оценок по окончании базовой подготовки полномочные органы могут выдавать свидетельства специалиста по ТОиР ВС без разрешительной записи о специализации с четким указанием компетенций, которые может демонстрировать держатель свидетельства.

Подготовка в рамках квалификационной системы со специализацией (системы и конструкции или компоненты воздушного судна)

По окончании подготовки в рамках квалификационной системы для получения отметки о специализации слушатели должны продемонстрировать набор компетенций, которые требуются им для выполнения задач по ТОиР применительно к конкретному оборудованию и конкретным условиям. Описание этих специализированных задач по ТОиР содержится в инструкциях по ТОиР, приводимых в различных руководствах, таких как "Руководство по ТОиР ВС (АММ)", "Руководство по ТОиР компонентов (СММ)", "Руководство по ремонту конструкций (SRM)", "Руководство по выявлению неисправностей (FIM)" и других официальных инструкциях по ТОиР, в которых описывается, как эти задачи выполняются, и какие стандарты при этом соблюдаются.

Для того чтобы выполнять работу в соответствии с инструкциями по ТОиР, специалисту АММТЕ необходимо применять соответствующую "стандартную практику", которой он был обучен в ходе базовой подготовки, к конкретному оборудованию, на котором будет выполняться работа. Для этого необходимо пройти дополнительную подготовку по конкретному типу оборудования.

В ходе подготовки в рамках квалификационной системы для получения отметки о специализации рассматриваются невключенные в базовую подготовку аспекты, непосредственно связанные с типом ВС или компонентами, на которых будут выполняться работы. Подготовка в рамках квалификационной системы для получения отметки о специализации может, в частности, включать следующие элементы: местонахождение и идентификация систем и компонентов; эксплуатация и контроль систем и компонентов; анализ функций систем или компонентов; демонтаж и монтаж агрегатов; выполнение настроек и проверок; использование инструментов, оборудования и материалов.

Учитывая большое разнообразие и объемы работ, выполняемых различными организациями по ТОиР (АМО) и их персоналом, АМО отвечают за содержание учебных программ подготовки для получения отметки о специализации применительно к различным выполняемым персоналом функциям по ТОиР.

Полномочный орган ГА производит непосредственный контроль за осуществляемыми в рамках квалификационной системы программами подготовки для получения отметки о специализации и утверждает их. Описание этих программ содержится в руководстве по процедурам организации по ТОиР (МОРМ). Оценка эффективности учебных программ входит в обязанности организации по ТОиР и является частью осуществляемой полномочным органом ГА деятельности по проверке и контролю в отношении этой организации.

Экзаменаторы, назначенные в организации по обучению ТО (АМТО) полномочным органом по выдаче свидетельств или АМО, отвечают за проведение в рамках квалификационной системы заключительных экзаменов и оценок для слушателей, обучающихся на курсах в целях получения отметок о специализации. Эти экзамены и оценки призваны не только проверить полученные знания, но и гарантировать демонстрацию слушателями компетенций, необходимых для выполнения задач по ТОиР ВС на уровне стандартов, определенных в инструкциях по ТОиР ВС. При условии успешного прохождения этих экзаменов и оценок АМО выдает разрешения на ТОиР ВС, в которых четко указываются компетенции, продемонстрированные держателями этих разрешений.

Порядок проведения экзаменов и оценок, а также предъявляемые при выдаче разрешений требования излагаются в МОРМ. Полномочный орган ГА утверждает эти процедуры и осуществляет надзор за их соблюдением.

Блок-схемы организации подготовки персонала в рамках квалификационной системы с учетом существующего порядка выдачи свидетельств и подготовки персонала

Существуют разные возможные варианты внедрения квалификационного подхода в рамках существующих систем выдачи свидетельств и подготовки персонала. Один из возможных вариантов реализации этого подхода представлен на рис. 1.

Показан алгоритм для лица, проходящего базовую/начальную подготовку и получающего базовое свидетельство, а затем проходящего специальную подготовку и получающего отметку о специализации в свидетельстве после успешной сдачи проводимого полномочным органом экзамена/аттестации в качестве предварительного условия для выдаваемого АМО разрешения с отметкой о специализации после успешной сдачи проводимого АМО экзамена/аттестации.

Квалификационные блоки, относящиеся к техническому обслуживанию воздушных судов: квалификационные элементы и критерии эффективности

Организации по ТО выполняют широкий круг задач по ТОиР ВС, и номенклатура выполняемых ими работ широко различается. В некоторых организациях по ТО выполняется полный набор работ по ТОиР ВС и компонентов, в то время как в других существует специализация. В зависимости от вида организации по ТО персоналу необходимо соответствовать разному набору квалификационных требований (компетенций).

Указанные ниже квалификационные рамки были разработаны с учетом различных видов задач и организаций по ТО. Перечисленные в квалификационных рамках компетенции связаны с тремя областями: ТО систем ВС, ТО конструкций ВС и ТО компонентов ВС. Эти рамки были разработаны путем сведения воедино существующей информации общего характера, приводимой в руководствах по ТОиР ВС и двигателей, руководствах по ремонту конструкций, руководствах по ТО компонентов, а также материалов, содержащихся в документации по стандартной практике.

Не предполагается, что одно лицо должно обладать всеми указанными в квалификационных рамках компетенциями. Слушатели должны выработать те компетенции, которые отобраны полномочным органом по выдаче свидетельств и/или утверждены организацией по ТО применительно к конкретным функциям.

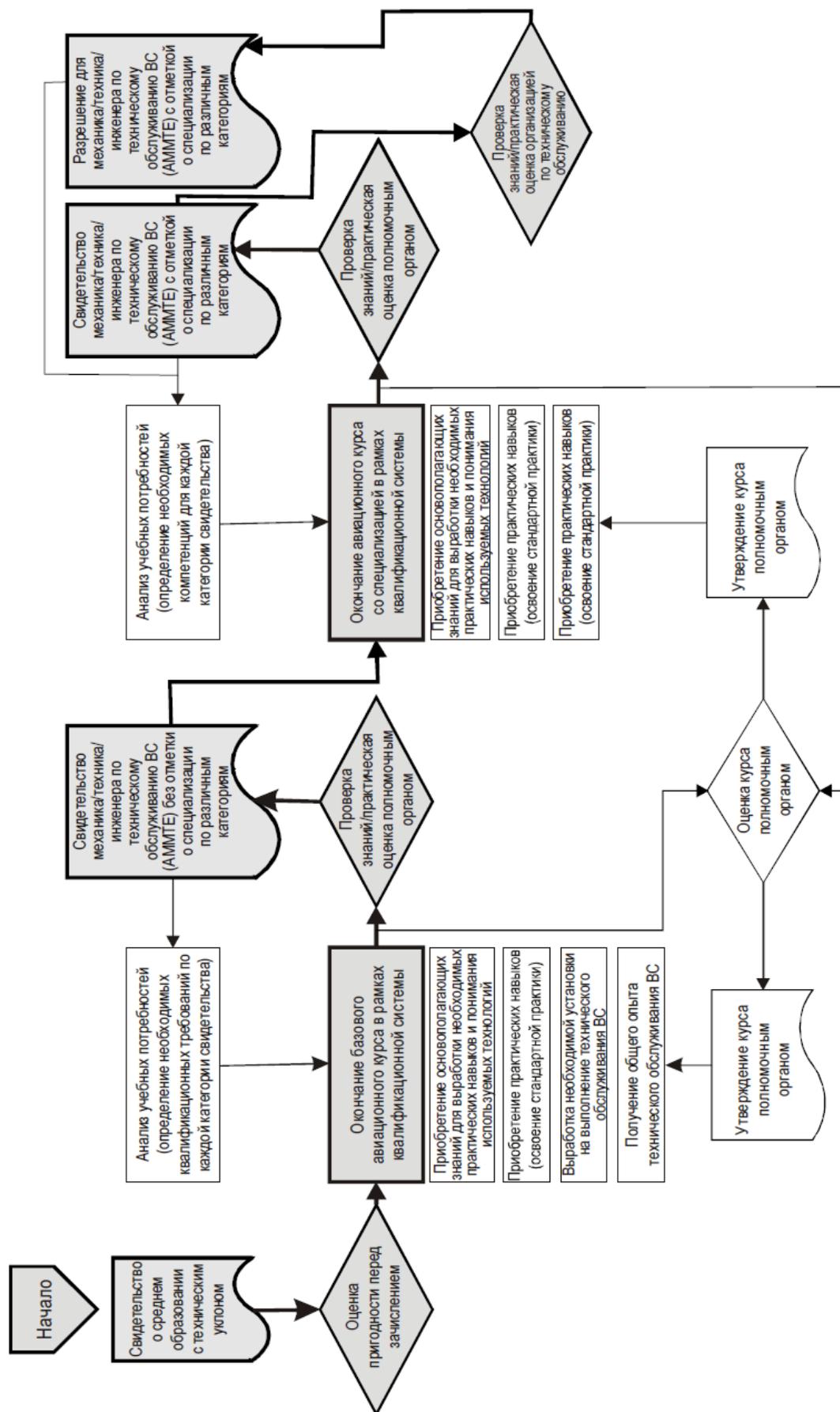


Рис. 1. Вариант квалификационного подхода в системе выдачи свидетельства

Квалификационные рамки были разработаны исходя из следующих предположений: они применимы к механикам/техникам/инженерам по ТОиР ВС и/или механикам/техникам/инженерам по ТОиР компонентов ВС, работающим в контексте требований руководств по ТОиР ВС и двигателей, руководств по ремонту конструкций и руководств по ТО компонентов; они применимы к ТО ВС на линии, на базе в цехе; они применимы к большим ВС (> 5700 кг) с турбинными двигателями и их компонентам.

Различают квалификационные блоки, квалификационные элементы и критерии эффективности: для персонала по ТОиР ВС; для персонала по ТОиР конструкции ВС; для персонала по ТОиР компонентов воздушного судна.

Для персонала по ТОиР ВС различают следующие квалификационные блоки: локализация неисправностей; осуществление практики ТОиР; выполнение ТОиР; демонтаж компонента/агрегата; монтаж компонента/агрегата; регулировка/настройка; испытание; осмотр; проверка; очистка; покраска; ремонт; выполнение процедур согласно MEL и CDL/DDPG (Перечень минимального оборудования (MEL)/перечень отклонений от конфигурации (CDL)/справочник по выпуску ВС в полет с отклонениями (DDPG)).

Для персонала по ТОиР конструкции ВС различают следующие квалификационные блоки: выполнение осмотра при ремонте конструкции ВС; исследование структурного повреждения, зачистка и проверка обтекаемости; выполнение специальных процессов; выполнение восстановительных работ по металлу/испытание; выполнение ремонта конструкций.

Для персонала по ТОиР компонентов воздушного судна различают следующие квалификационные блоки: локализация неисправностей; выполнение разборки; очистка; выполнение осмотра/проверки; ремонт; выполнение сборки; складирование (транспортировка).

Критерии эффективности для основных квалификационных элементов на примере квалификационного блока «Локализация неисправностей» показаны в табл. 1.

Таблица 1

Квалификационный блок	Квалификационные элементы	Критерии эффективности
Локализация неисправностей	Выявление и контроль потенциальных угроз и ошибок	
	Подготовка к локализации неисправностей: сбор данных о неисправностях	Собрать данные о неисправностях, используя записи в соответствующих журналах технического состояния ВС (печатных или электронных), сообщения пилотов или отчеты о техническом обслуживании (при наличии таковых)
		Собрать данные бортовых самописцев/записи передач с борта (технические сообщения)
		Собрать данные о неисправностях из ведомости учета технических дефектов
	Выверка данных о неисправностях	Выполнить осмотр с целью проверки физического состояния
		Выполнить испытание в работе для проверки эксплуатационного состояния
		Выполнить функциональное испытание для проверки функционального состояния
		Выполнить проверку с целью выяснить, в какой степени неисправность затрудняет предусмотренное конструкцией функционирование системы с отказавшими компонентами
		Зарегистрировать все обнаруженные неисправности

ЛИТЕРАТУРА

1. Кузнецов С.В. Подготовка инженерно-технического персонала по технической эксплуатации авионики и авиационных электросистем воздушных судов с учетом гармонизации отечественных требований к персоналу с международными требованиями // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2014. № 201.

2. Кузнецов С.В. Подготовка инженерно-технического персонала по технической эксплуатации авионики и авиационных электросистем воздушных судов с учетом гармонизации отечественных требований к персоналу

с международными требованиями / *Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сб. тезисов докладов МНТК*. М.: МГТУ ГА, 2013.

3. **Кузнецов С.В.** Проблемы подготовки инженерно-технического персонала по технической эксплуатации воздушных судов в процессе гармонизации отечественных требований к персоналу с международными требованиями / *Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сб. тезисов докладов МНТК*. М.: МГТУ ГА, 2013.

4. **Кузнецов С.В.** Проблемы гармонизации базового образования российского инженерно-технического персонала гражданской авиации с европейскими требованиями // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2009. № 148.

5. **Кузнецов С.В.** Об отражении в проектах федеральных авиационных правил концепции подготовки и переподготовки инженерно-технического персонала гражданской авиации по авионике (часть 2) // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2003. № 71.

6. **Кузнецов С.В.** Об отражении в проектах федеральных авиационных правил концепции подготовки и переподготовки инженерно-технического персонала гражданской авиации по авионике (часть 1) // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2002. № 48.

7. **DOC 9868 ИКАО.** *Правила аэронавигационного обслуживания. Подготовка персонала*. 2-е изд. Монреаль: ИКАО, 2013.

INTERNATIONAL QUALIFICATION (COMPETENCY) TRAINING AND EVALUATION SYSTEM OF AIRCRAFT MAINTENANCE PERSONNEL

Kuznetsov S.V.

The domestic system of technical personnel for aircraft and their electrical systems and avionics maintenance, requires improvement and harmonization with international standards. The implementation of competency-based approach will significantly improve the quality of training and ensure compliance with international practice.

Keywords: engineering and technical personnel, AME, maintenance and repair, aircraft, avionics, harmonization of international requirements.

REFERENCES

1. **Kuznetsov S.V.** Podgotovka inzhenerno-tekhnicheskogo personala po tekhnicheskoy ekspluatatsii avioniki i aviatsionnykh elektrosistem vozdushnykh sudov s uchetom garmonizatsii otechestvennykh trebovaniy k personalu s mezhdunarodnymi trebovaniyami. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2014. № 201. (In Russian).

2. **Kuznetsov S.V.** Podgotovka inzhenerno-tekhnicheskogo personala po tekhnicheskoy ekspluatatsii avioniki i aviatsionnykh elektrosistem vozdushnykh sudov s uchetom garmonizatsii otechestvennykh trebovaniy k personalu s mezhdunarodnymi trebovaniyami. *Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obshchestva: sb. tezisov dokladov MNTK*. М.: MGTU GA. 2013. (In Russian).

3. **Kuznetsov S.V.** Podgotovka inzhenerno-tekhnicheskogo personala po tekhnicheskoy ekspluatatsii avioniki i aviatsionnykh elektrosistem vozdushnykh sudov s uchetom garmonizatsii otechestvennykh trebovaniy k personalu s mezhdunarodnymi trebovaniyami. *Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obshchestva: sb. tezisov dokladov MNTK*. М.: MGTU GA. 2013. (In Russian).

4. **Kuznetsov S.V.** Problemy garmonizatsii bazovogo obrazovaniya rossiyskogo inzhenerno-tekhnicheskogo personala grazhdanskoy aviatsii s yevropeyskimi trebovaniyami. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2009. № 148. (In Russian).

5. **Kuznetsov S.V.** Ob otrazhenii v proyektakh federal'nykh aviatsionnykh pravil kontseptsii podgotovki i perepodgotovki inzhenerno-tekhnicheskogo personala grazhdanskoy aviatsii po avionike (chast' 2). *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2003. № 71. (In Russian).

6. **Kuznetsov S.V.** Ob otrazhenii v proyektakh federal'nykh aviatsionnykh pravil kontseptsii podgotovki i perepodgotovki inzhenerno-tekhnicheskogo personala grazhdanskoy aviatsii po avionike (chast' 1). *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2002. № 48. (In Russian).

7. **DOC 9868 ИКАО.** *Pravila aeronavigatsionnogo obsluzhivaniya. Podgotovka personala*. 2-ye izd. Monreal': ИКАО 2013. (In Russian).

Сведения об авторе

Кузнецов Сергей Викторович, 1954 г.р., окончил МИИГА (1977), МГУ им. М.В. Ломоносова (1980), профессор, доктор технических наук, член-корреспондент Академии наук авиации и воздухоплавания, заведующий кафедрой технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация пилотажно-навигационного оборудования и авионики.

УДК 621.396.96

ПЛОТНОСТЬ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕРОЯТНОСТЕЙ ЗНАЧЕНИЙ УГЛА ОРИЕНТАЦИИ ПЛОСКОСТИ ПОЛЯРИЗАЦИИ РАДИОВОЛНЫ В СЛЕДЯЩЕМ КОНТУРЕ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

А.И. ЛОГВИН, Э.А. ЛУТИН, А.Н. ЗАЙЦЕВ

Получена плотность распределения вероятностей значений угла ориентации плоскости поляризации радиоволны в следящем контуре радиолокационной системы (РЛС).

Ключевые слова: угол ориентации плоскополяризованной радиоволны, следящий контур, плотность распределения.

Во многих практических приложениях высокочастотная фаза радиосигнала $\varphi(t)$ обычно рассматривается как равномерно распределённая величина в диапазоне от $-\pi$ до π , то есть

$$W(\varphi) = \frac{1}{2\pi}, \quad (1)$$

где $W(\varphi)$ – плотность распределения высокочастотной фазы радиосигнала.

Однако в работах [1; 2] было показано, что если используется следящее устройство за изменением $\varphi(t)$ типа ФАПЧ, плотность распределения вероятностей значений высокочастотной фазы радиосигнала подчиняется распределению Тихонова, которое в общем виде может быть записано следующим образом

$$W(\varphi) = \frac{1}{2\pi I_0(D)} e^{D \cos \varphi}, \quad -\pi \leq \varphi \leq \pi, \quad (2)$$

где D – параметр, зависящий от отношения сигнал/шум на входе ФАПЧ; $I_0(D)$ – функция Бесселя нулевого порядка от мнимого аргумента.

При реализации современных РЛС применяется слежение за изменением угла ориентации плоскости поляризации радиоволны $\beta(t)$, то есть используется соответствующий контур слежения [3; 4]. Обычно для описания изменений угла ориентации $\beta(t)$ используют равномерную плотность распределения вероятностей в виде

$$W(\beta) = \frac{1}{\pi}, \quad -\frac{\pi}{2} \leq \beta \leq \frac{\pi}{2}. \quad (3)$$

Однако можно предположить, что, как и в случае рассмотрения ФАПЧ, вид этой плотности распределения вероятностей значений ориентации значений угла ориентации $\beta(t)$ будет иным. Рассмотрим этот вопрос более подробно.

В качестве следящей системы за изменениями значений угла ориентации плоскости поляризации радиоволны $\beta(t)$ примем структурную схему, приведенную в [4]. Для дальнейшего рассмотрения примем следующие допущения:

1. Все звенья следящей системы за исключением ФНЧ являются безынерционными.
2. Характеристика управляющего элемента в пределах рабочего участка предполагается линейной.
3. Аддитивный шум, действующий в следящем контуре, представляет собой нормальный случайный процесс с нулевым средним значением.

Пусть на вход двухканальной следящей системы поступают сигналы в виде:

$$\begin{cases} \xi_x(t) = A_0 \cos \beta(t) \cos(\omega_0 t + \varphi) + n_1(t); \\ \xi_y(t) = A_0 \sin \beta(t) \cos(\omega_0 t + \varphi) + n_2(t), \end{cases} \quad (4)$$

где ξ_x, ξ_y – входные реализации радиоволн; A_0 – амплитуда радиосигнала; ω_0 – частота радиосигнала; $\varphi(t)$ – высокочастотная фаза; $n_1(t)$ и $n_2(t)$ – взаимонезависимые шумовые составляющие входных реализаций.

На вторые входы перемножителей следящей системы, имеющих коэффициенты преобразо-

вания μ_1 и μ_2 , поступают сигналы от устройства, вырабатывающего функцию $\cos(\cdot)$, в следующем виде:

$$\begin{cases} S_1(t) = A_1 \sin \beta^*(t); \\ S_2(t) = A_1 \cos \beta^*(t), \end{cases} \quad (5)$$

где A_1 – амплитуда сигнала опорного устройства; $\beta^*(t)$ – оценочное значение угла ориентации плоскости поляризации радиоволны.

Тогда после перемножителей и вычитающего устройства разностный сигнал $S_p(t)$ будет иметь вид

$$S_p(t) = S_{n1} - S_{n2} = -\mu A_0 A_1 \sin(\beta - \beta^*) \cos(\omega_0 t + \varphi) + \mu A_1 (n_1(t) \sin \beta^* - n_2(t) \cos \beta^*). \quad (6)$$

Для упрощения рассмотрения в (6) приняли, что $\mu_1 = \mu_2 = \mu$, что несущественно.

После перемножителя с коэффициентом преобразования μ_3 и фильтра с передаточной функцией в операторном виде $K(D)$, разностный сигнал $S_p(t)$ запишется

$$S_p(t) = -\frac{1}{2} \mu \mu_3 A_0 A_1 K(D) \left[\sin(\beta - \beta^*) - \frac{n_1(t)}{A_0} \sin \beta^* \cos(\omega_0 t + \varphi) + \frac{n_2(t)}{A_0} \cos \beta^* \cos(\omega_0 t + \varphi) \right]. \quad (7)$$

Примем, что коэффициент передачи ФНЧ равен единице для низких частот и равен нулю для высоких, а также введя обозначения:

$$\begin{aligned} \Gamma &= \beta - \beta^*; \\ n(t) &= -n_1(t) \sin \beta^* \cos(\omega_0 t + \varphi) + n_2(t) \cos \beta^* \cos(\omega_0 t + \varphi); \\ M &= \frac{1}{2} \mu \cdot \mu_3 \cdot A_0 \cdot A_1, \end{aligned}$$

получим следующую запись для разностного сигнала

$$S_p(t) = M \left[\sin(\beta - \beta^*) - \frac{n(t)}{A_0} \right]. \quad (8)$$

Полагаем, что характеристику управляющего элемента S_y можно представить в виде

$$\dot{\beta} = \dot{\beta}_{cp} - S_y S_p, \quad (9)$$

где точка над буквой означает операцию дифференцирования; $\dot{\beta}_{cp}$ – среднее значение величины β при $S_p = 0$, то есть при разомкнутой петле регулирования.

Из соотношения

$$D\Gamma = D\beta^* - D\beta,$$

где $D = \frac{d}{dt}$ – оператор дифференцирования, с помощью уравнения (9) получим

$$D\Gamma = D\beta^* - D\beta - M_1 \sin \Gamma - M_1 \frac{n(t)}{A_0}, \quad (10)$$

где $M_1 = S_y M$; $D(\beta^* - \beta_{cp}) = \delta$ – начальная расстройка опорного генератора следящей системы, которую в дальнейшем рассмотрении примем равной нулю, то есть $\delta = 0$.

Тогда окончательно получим для разности углов ориентации входного сигнала и приёмного базиса следующее нелинейное дифференциальное уравнение первого порядка

$$\frac{d\Gamma}{dt} = -M_1 \sin \Gamma - n_\phi(t), \quad (11)$$

где $n_\phi(t)$ – фиктивный нормальный белый шум с характеристиками:

$$\langle n_\phi(t) \rangle = 0; \quad \langle n_\phi(t_1) n_\phi(t_2) \rangle = \frac{1}{2} N_\phi \delta(t_2 - t_1), \quad (12)$$

где $\langle \cdot \rangle =$ – операция математического ожидания; $\delta(\cdot)$ – дельта-функция Дирака; N_ϕ – спектральная плотность шума n_ϕ .

Уравнение (11) является стохастическим дифференциальным уравнением, и поэтому, используя материалы [1; 2], запишем для апостериорной плотности вероятностей Γ уравнение Фоккера-Планка-Колмогорова

$$\frac{dW(\Gamma, t)}{dt} = \frac{\partial}{\partial t} [M_1 \sin \Gamma \cdot W(\Gamma, t)] + \frac{1}{4} N_\phi \frac{\partial^2 W(\Gamma, t)}{\partial \Gamma^2}. \quad (13)$$

Хотя уравнение (13) линейно относительно функции $W(\cdot)$, полное решение для $W(\Gamma, t)$ затруднительно вследствие нелинейности переменных коэффициентов. Однако, учитывая, что рассматривается следящая система, наиболее интересным является случай, когда распределение стационарно, то есть

$$\frac{dW(\Gamma, t)}{dt} = 0.$$

Обозначим $W(\Gamma) = \lim_{t \rightarrow \infty} W(\Gamma, t)$, и тогда получим

$$\frac{d}{d\Gamma} [M_1 \sin \Gamma \cdot W(\Gamma)] + \frac{1}{4} N_\Phi \frac{dW(\Gamma)}{d\Gamma} = 0 \quad (14)$$

$$\text{или} \quad \frac{d^2 W(\Gamma)}{d\Gamma^2} + q \frac{d[W(\Gamma) \sin \Gamma]}{d\Gamma} = 0 \quad (15)$$

при начальном условии $W(\Gamma, 0) = \delta(\Gamma - \Gamma_0)$, $-\frac{\pi}{2} \leq \Gamma \leq \frac{\pi}{2}$, при граничном условии $W\left(-\frac{\pi}{2}\right) = W\left(\frac{\pi}{2}\right)$ и при условии нормировки

$$\int_{-\frac{\pi}{2}}^{+\frac{\pi}{2}} W(\Gamma) d\Gamma = 1,$$

где $q = \frac{4M_1}{N_\Phi}$ – отношение сигнал/шум в полосе следящей системы.

Решение уравнений типа (15) хорошо известно в теории ФАПЧ [1; 2], и в общем виде оно записывается следующим образом

$$W(\Gamma) = C \exp(q \cdot \cos \Gamma) \left[1 + C_0 \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\Gamma} \exp(-q \cdot \cos x) dx \right], \quad (16)$$

где C и C_0 – некоторые постоянные.

Для определения постоянных C и C_0 можно использовать граничные условия и условия нормировки.

Из граничных условий следует, что $C_0 = 0$, а из условия нормировки получаем

$$C = \frac{1}{\int_{-\frac{\pi}{2}}^{+\frac{\pi}{2}} \exp(q \cdot \cos \Gamma) d\Gamma} = \frac{1}{L(q)},$$

где приняли, что

$$\int_{-\frac{\pi}{2}}^{+\frac{\pi}{2}} \exp(q \cdot \cos \Gamma) d\Gamma - L(q)\text{-функция.}$$

По своей структуре L -функция очень похожа на приведенную в формуле (2) функцию Бесселя, однако соответствующий анализ показал, что в данном случае $L(q)$ – функция не является функцией Бесселя, а является самостоятельной функцией, которая выражается через функции Бесселя, а именно

$$L(q) = \pi I_0(q) + 4 \sum_{k=2i+1}^{\infty} (-1)^i \frac{1}{k} \cdot I_k(q), \quad \text{где } i = 0, 1, 2, \dots \quad (17)$$

Эта L -функция показана на рис. 1.

Соответственно выражение для $W(\Gamma)$ приобретает вид

$$W(\Gamma) = \frac{\exp(q \cdot \cos \Gamma)}{L(q)}, \quad -\frac{\pi}{2} \leq \Gamma \leq \frac{\pi}{2}. \quad (18)$$

Вид плотности распределения $W(\Gamma)$ показан на рис. 2. Из рис. 2 видно, что при $q=0$ функция $\omega(\Gamma)$ становится равномерной, что, кстати, следует из соотношения (18). Кроме того, при

$q=10$ функция $\omega(\Gamma)$ практически становится нормальной, что достаточно просто показать, используя (17) и (18), а при $q \rightarrow \infty$ получаем δ -функцию.

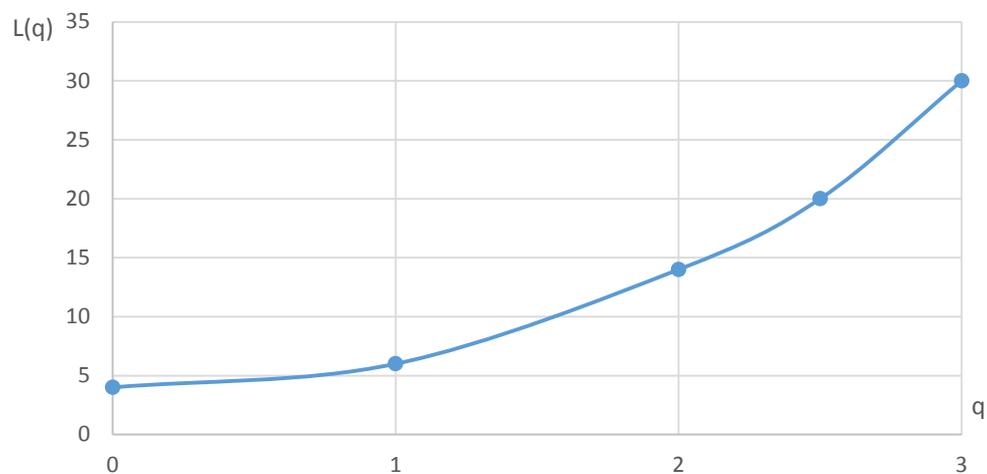


Рис. 1. Вид L-функции

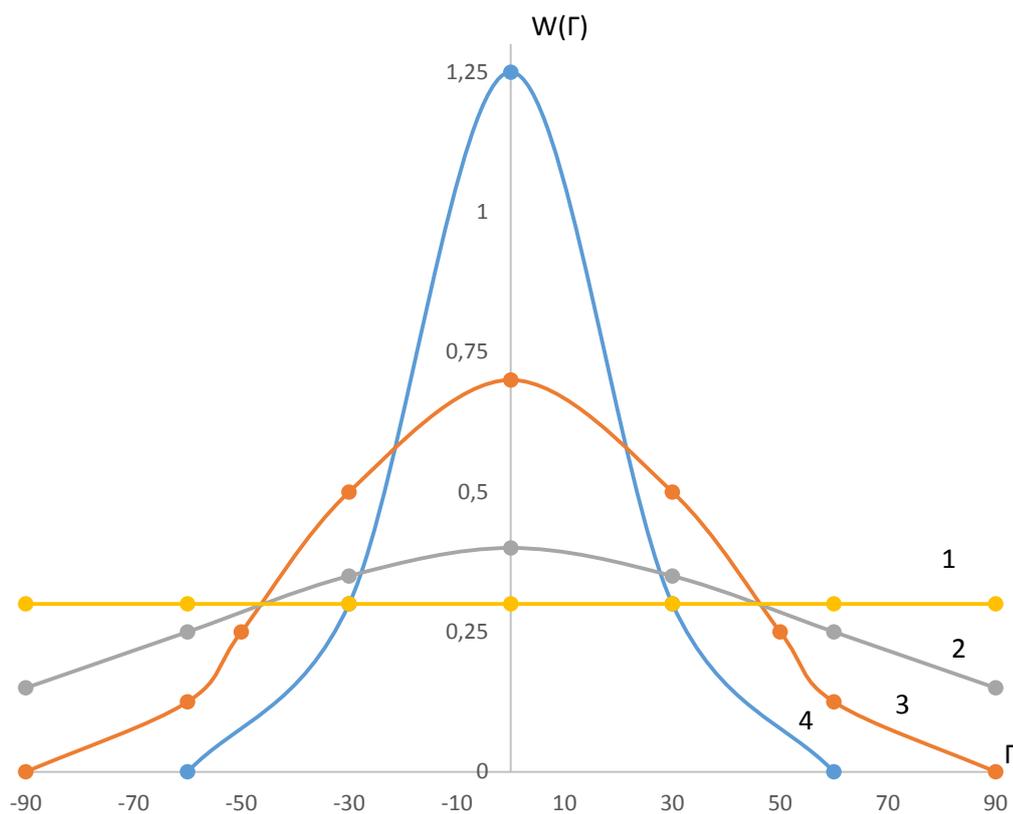


Рис. 2. Плотность распределения верностей значений угла ориентации плотности поляризации в следящем контуре. Здесь 1 – $q=0$; 2 – $q=1$; 3 – $q=3$; 4 – $q=10$

Таким образом, плотность распределения вероятностей значений угла ориентации плоскости радиоволны при наличии в РЛС соответствующего контура слежения принципиально отличается от распределения Тихонова для высокочастотной фазы в контуре ФАПЧ, что и хотелось продемонстрировать.

ЛИТЕРАТУРА

1. Тихонов В.И. *Оптимальный прием сигналов*. М.: Радио и связь, 1983. 320 с.
2. Тихонов В.И. *Статистическая радиотехника*. М.: Радио и связь, 1982. 624 с.
3. Логвин А.И. Нелинейная фильтрация поляризованных радиолокационных сигналов // *Радиотехника*. 1983. № 12. Т. 38. С. 17-23
4. Логвин А.И. Нелинейная фильтрация радиолокационных сигналов со случайными поляризационными параметрами ЭМВ // *Радиотехника*. 1985. № 6. Т. 40. С. 44-51.

DENSITY DISTRIBUTION PROBABILITIES ANGLE ORIENTATION OF POLARIZATION PLATE IN TRACKING

Loqvin A.I., Lutin E.A., Zajtsev A.N.

Density distribution probabilities angle orientation of polarization plate in tracking radar are considered.

Keywords: angle of orientation of plate polarization radiowave, tracking system, density of distribution.

REFERENCES

1. Tihonov V.I. *Optimal'nyj priem signalov*. M.: Radio i svjaz'. 1983. 320 p. (In Russian).
2. Tihonov V.I. *Statisticheskaja radiotehnika*. M.: Radio i svjaz'. 1982. 624 p. (In Russian).
3. Logvin A.I. Nelinejnaja fil'tracija poljarizovannyh radiolokacionnyh signalov. *Radiotehnika*. 1983. № 12. Т. 38. Pp. 17-23. (In Russian).
4. Logvin A.I. Nelinejnaja fil'tracija radiolokacionnyh signalov so sluchajnymi poljarizacionnymi parametrami JeMV. *Radiotehnika*. 1985. № 6. Т. 40. Pp. 44-51. (In Russian).

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил КГУ (1966), профессор, доктор технических наук, заслуженный деятель науки РФ, профессор кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, автор более 510 научных работ, область научных интересов – радиолокация, техническая эксплуатация РЭО, системы УВД.

Лутин Эмиль Аркадьевич, 1942 г.р., окончил МАИ (1966), доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – радиолокация, дистанционное зондирование.

Зайцев Алексей Николаевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1977), доктор технических наук, советник директора МКБ «Космос», автор более 40 научных работ, область научных интересов – радионавигация, радиолокация, УВД.

УДК 621.396.96

ХАРАКТЕРИСТИКИ ОБНАРУЖЕНИЯ ПОЛЯРИЗОВАННЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ

А.И. ЛОГВИН, Э.А. ЛУТИН, А.Н. ЗАЙЦЕВ

Получены характеристики обнаружения поляризованных радиолокационных сигналов при условии, что флуктуирует угол ориентации плоскости поляризации радиоволны, а флуктуации описываются нормальным законом.

Ключевые слова: угол ориентации плоскости поляризации радиоволны, характеристики обнаружения.

Для повышения качества работы современных РЛС необходимо учитывать флуктуации поляризационных параметров радиоволны, таких, например, как угол ориентации плоскости поляризации радиоволны $\beta(t)$. Учет влияния флуктуаций угла ориентации $\beta(t)$ на характеристики обнаружения РЛС был выполнен в работе [1], однако рассматривался простейший случай, когда плотность распределения вероятностей значений угла $\beta(t)$ принималась равномерной, то есть изменения угла $\beta(t)$ лежали в пределах от $-\pi/2$ до $\pi/2$. Однако применение следящих устройств в современных РЛС за изменениями угла ориентации говорит о том, что в общем случае флуктуационные изменения угла ориентации $\beta(t)$ описываются более сложными законами распределения, что показано в [2]. При достаточно высоком отношении сигнал/шум, действующем на входе приемных устройств РЛС, плотность распределения вероятностей значений угла ориентации $\beta(t)$ может быть принята нормальной [2]. Поэтому рассмотрим решение задачи определения характеристик обнаружения поляризованного радиолокационного сигнала при условии, что имеются флуктуации угла ориентации плоскости поляризации радиоволны, и само вероятностное распределение является нормальным.

Пусть сигнал, излучаемый передающей антенной, является квазигармоническим

$$S_u(t) = A \cdot f(t) \cos[\omega_0 t + \varphi(t)] \cos\beta(t), \quad (1)$$

где $\beta(t)$ – угол ориентации плоскости поляризации радиоволны относительно выбранной системы координат; $f(t)$ и $\varphi(t)$ – некоторые функции, отображающие законы амплитудной и частотной модуляции, которые являются медленно изменяющимися по сравнению с колебаниями несущей частоты ω_0 ; A – амплитуда излучаемого сигнала.

Принимаем, что сигнал $S_u(t)$ является узкополосным, то есть ширина его спектра $\Delta\omega$ много меньше значения несущей частоты ω_0 , то есть $\Delta\omega \ll \omega_0$.

В точке приема сигнал можно записать в виде

$$S(t) = A \cdot f(t - \tau_0) \cos[\omega_0 t + \varphi(t - \tau_0) - \theta_0] \cos\beta(t), \quad (2)$$

где все параметры сигнала предполагаются известными за исключением угла ориентации $\beta(t)$, который считается случайной величиной, распределенной нормально.

Пусть полученный сигнал $S(t)$ принимается на фоне аддитивного нормального белого шума $n(t)$ с нулевым средним значением, то есть колебание $\xi(t)$, принятое на конечном интервале времени, представляет случайный процесс

$$\xi(t) = S(t) + n(t), \quad t_0 \leq t \leq T + t_0. \quad (3)$$

Из работы [1] имеем вероятность правильного обнаружения для сигнала со случайным углом ориентации

$$P_{n0} = \int_{-\pi/2}^{\pi/2} P_{\beta}(\beta) \left[1 - \Phi \left(\frac{h-w}{2\sqrt{E/N_0}} \right) \right] d\beta, \quad (4)$$

где $P_{\beta}(\beta) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{\beta}} \exp\left[-\frac{(\beta-m_{\beta})^2}{2\sigma_{\beta}^2}\right]$; σ_{β}^2 , m_{β} – дисперсия и математическое ожидание параметра β ; $\Phi(\cdot)$ – интеграл вероятности; E/N_0 – отношение сигнал/шум; h – порог решения; $W = \frac{2E}{N_0} \cdot \cos\beta$.

Интеграл (4) не является табличным, поэтому были проведены расчеты методами численного интегрирования, и результаты показаны на рис. 1 (сплошные линии, Рлт – вероятность ложной тревоги).

Здесь же для сравнения представлены характеристики обнаружения детерминированного сигнала – пунктирные линии.



Рис. 1. Характеристики обнаружения при флуктуирующем угле ориентации: 1 – $P_{лт} = 10^{-4}$; 2 – $P_{лт} = 10^{-6}$

Из рис. 1 отчетливо видно, что флуктуации угла ориентации $\beta(t)$ заметно ухудшают характеристики обнаружения радиолокационного сигнала. Именно поэтому в современных радиолокационных системах начинают применять устройства слежения за изменениями угла ориентации плоскости поляризации радиоволны.

ЛИТЕРАТУРА

1. Логвин А.И., Власов А.Ю. Характеристики обнаружения линейно поляризованного сигнала // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2006. № 98. С. 24-27.
2. Логвин А.И., Лутин Э.А., Зайцев А.Н. Плотность распределения вероятностей значений угла ориентации плоскости поляризации радиоволны в следящем контуре РЛС // *Статья в данном Вестнике*.

CHARACTERISTICS OF DETECTION OF LINEAR POLARIZED RADAR'S SIGNALS

Logvin A.I., Lutin E.A., Zaitsev A.N.

The characteristics of detection of linear polarized radar's performance of angle orientation of plane polarization radio wave are considered.

Keywords: angle of orientation of plane polarization radio wave, detection characteristics.

REFERENCES

1. **Logvin A.I., Vlasov A.Yu.** Charakteristiki obnaruzhenija linejno poljarizovannogo signala. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA*. 2006. № 98. Pp. 24-27. (In Russian).
2. **Logvin A.I., Lutin E.A., Zajcev A.N.** Plotnost' raspredelenija verojatnostej znachenij ugla orientacii ploskosti polarizacii radiovolny v sledjashhem konture RLS. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA*. 2015. № 213.

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил КГУ (1966), профессор, доктор технических наук, заслуженный деятель науки РФ, профессор кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, автор более 510 научных работ, область научных интересов – радиолокация, техническая эксплуатация РЭО, системы УВД.

Лутин Эмиль Аркадьевич, 1942 г.р., окончил МАИ (1966), доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – радиолокация, дистанционное зондирование.

Зайцев Алексей Николаевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1977), доктор технических наук, советник директора МКБ «Космос», автор более 40 научных работ, область научных интересов – радионавигация, радиолокация, УВД.

УДК 629.7: 621.396

СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДИКИ ВЫБОРА ФУНКЦИОНАЛЬНО ЗНАЧИМЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Д.Б. РЫЧЕНКОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Логвиным А.И.

В статье рассматривается выделение функционально значимых элементов (ФЗЭ) радиоэлектронного оборудования воздушных судов с использованием процедур MRB и АВПО.

Ключевые слова: анализ логистической поддержки, радиоэлектронное оборудование воздушных судов, функционально значимые элементы.

Мировой опыт гражданской авиации показал, что техническая эксплуатация (ТЭ) радиоэлектронного оборудования (РЭО) в большой степени влияет на безопасность полётов (БП). До последнего времени процесс формирования плановых работ по техническому обслуживанию (ТО) РЭО осуществлялся в соответствии с международной практикой на основе процедуры MRB (Maintenance Review Board) – «Процедура организации экспертизы ТО» [2]. Однако ТО РЭО должно дифференцироваться в зависимости от степени влияния и изменения технического состояния конкретного элемента РЭО на уровень БП.

1. Проблема при определении ФЗЭ на основе процедуры MRB

В соответствии с процедурами MRB, РЭО воздушных судов (ВС) должно быть отнесено к важным для технического обслуживания системам ВС (Maintenance Significant Items – MSI). Но здесь возникает проблема, связанная с выделением перечня MSI, обозначим такие системы - ФЗЭ.

Процесс определения ФЗЭ является консервативным процессом (использующим инженерные оценки), основанным на оценках ожидаемых последствий отказов. Подход «сверху – вниз» используется для процесса идентификации (определения) важнейших элементов РЭО на наивысшем управляемом уровне. Изготовитель разбивает самолёт на системы и подсистемы с нумерацией в соответствии с АТА 2200. Этот процесс продолжается до тех пор, пока не будут определены все съёмные (заменяемые) компоненты, установленные на самолёте. Используя подход «сверху – вниз», изготовитель ВС составляет перечень элементов, к которым будут применены вопросы для выбора ФЗЭ:

- может ли отказ быть не обнаружен или обнаружен с малой вероятностью летным экипажем во время выполнения им обычных обязанностей?
- может ли отказ, в том числе отказ аварийных систем и оборудования, влиять на БП (на земле или в полёте)?
- может ли отказ иметь существенное влияние на лётную эксплуатацию?
- может ли отказ иметь существенное влияние на экономику?

Для тех элементов, которые по крайней мере на один из четырех вопросов отвечают ДА, требуется MSG-3 анализ, и для них должен быть определен наивысший управляемый уровень. Для анализа нужно выбрать более высокий уровень, который включает этот элемент как часть высокоуровневой системы.

ФЗЭ – это обычно система или подсистема, которая в большинстве случаев на один уровень выше того низшего уровня, которому соответствуют установленные на самолёте съёмные компоненты. Этот уровень рассматривается как наивысший управляемый уровень, то есть уровень, кото-

рый достаточно высок, чтобы избежать ненужного анализа, но достаточно детален, чтобы правильно проанализировать все рассмотренные функции, функциональные отказы [5] и их причины.

Для тех элементов, которые по всем вопросам отвечают НЕТ, MSG-3 анализ не требуется и дальнейший выбор ФЗЭ на более низшем уровне не нужен. Эти элементы низшего уровня дальнейшего анализа не требуют, но должны быть сведены в отдельный перечень.

В зарубежных источниках практически весь состав бортового РЭО относится к функционально значимым элементам (ФЗЭ), однако это во многих случаях не является правильным, так как применение процедур MRB является достаточно затратным элементом ТО, что многие авиакомпании РФ себе позволить не могут. Многие авиакомпании РФ могут использовать различные виды стратегий и методы эксплуатации. В зависимости от условий эксплуатации РЭО конкретной авиакомпании необходимо определять рекомендации по ТО ФЗЭ только тех изделий, которые будут эксплуатироваться в данной авиакомпании [3].

2. Определение ФЗЭ на основе анализа видов, последствий и критичности отказов

Согласно ГОСТ 27.310-95 [1], анализ видов и последствий отказов (АВПО) – формализованная, контролируемая процедура качественного анализа проекта, заключающаяся в выделении на некотором уровне разукрупнения его структуры возможных (наблюдаемых) отказов разного вида, в прослеживании причинно-следственных связей, обуславливающих их возникновение, и возможных (наблюдаемых) последствий этих отказов на данном и вышестоящих уровнях, а также – в качественной оценке и ранжировании отказов по тяжести их последствий. Процедура АВПО, дополненная оценками показателей критичности анализируемых отказов, получила название АВПКО – анализ видов, последствий и критичности отказов. АВПКО является неотъемлемой частью анализа логистической поддержки (АЛП) изделия и служит основным источником исходных данных для большинства задач АЛП. С другой стороны, АВПКО может служить дополнительным инструментом для специалистов по надежности и отказобезопасности ВС и его систем.

В рамках подготовки к проведению АВПКО выполняют следующие действия:

- создание рабочей группы;
- подготовка необходимых исходных данных (в том числе использование логистической структуры функций (ЛСФ) и логистической структуры изделия (ЛСИ));
- разработка правил кодирования видов отказов и классификации тяжести последствий отказа.

Источником исходных данных для проведения АВПКО служит имеющаяся документация на изделие, в состав которой входят:

- техническое задание (ТЗ) на разработку изделия;
- техническое описание изделия;
- функциональные, принципиальные и монтажные схемы;
- конструкторские документы (чертежи, спецификации, технические требования и др.);
- ЛСФ и ЛСИ;
- данные о надежности комплектующих изделий;
- отчеты о надежности, полученные при испытаниях опытных образцов или эксплуатации аналогов;
- требования нормативно-технических документов;
- отчеты о надежности из текущего производства;
- данные о влиянии отказов изделия (системы) на окружающую среду;
- другие документы, необходимые для правильного и полного понимания особенностей функционирования изделия в ожидаемых (заданных) условиях эксплуатации.

АВПКО проводится итеративно на всех стадиях АЛП. Для выполнения анализа необходимо предварительно выполнить структурный и функциональный анализ изделия, то есть разрабо-

тать ЛСИ, ЛСФ и установить связи между ними. На стадии функционального анализа предметом АВПКО являются ЛСФ и функциональные отказы. На второй стадии АЛП предметом анализа являются ЛСИ и отказы её элементов, а также смешанная структура, полученная после установления связей между элементами ЛСФ и ЛСИ. Для простых изделий целесообразно анализировать только ЛСИ, тогда как для сложных технических изделий анализу должна подвергаться смешанная структура.

АВПКО должен проводиться, начиная с самых ранних стадий разработки, и систематически повторяться на последующих стадиях с целью оценки проекта для выявления критичных элементов конструкции и определения приоритетности корректирующих и компенсирующих действий. АВПКО делится на два этапа [4]:

- анализ видов и последствий отказов;
- качественный и количественный анализ критичности (АК).

Наибольший интерес для выбора ФЗЭ конкретного эксплуатанта (конкретных условий эксплуатации) представляет определение причин отказов конструктивных элементов (легкосъемных элементов). При определении причин отказа элемента ЛСИ следует учитывать выбранный нижний уровень декомпозиции для данного типа элементов. Если рассматриваемый элемент ЛСИ является неразделяемым компонентом, то для его видов отказов причины могут быть описаны простым текстом или выбраны из соответствующего справочника классификатора.

Если рассматриваемый элемент подлежит более глубокому анализу (то есть практически все элементы РЭО), то причина отказа такого элемента описывается в терминах отказов (комбинаций отказов) компонентов структуры. Определение причин отказов элементов нижнего уровня, разукрупнения осуществляется определением связи между функциями ФЗЭ и выполнением данных функций.

Качественный АК выполняется, как правило, на ранних стадиях разработки, когда конструкция изделий еще не полностью определена, и нет количественных данных о надежности всех комплектующих изделий. Для выполнения этого вида анализа каждому виду отказа необходимо назначить качественный параметр, характеризующий вероятность его возникновения – уровень вероятности возникновения. Возможные значения этого параметра регламентированы в табл. 1.

Таблица 1

Уровни вероятности возникновения отказа

Уровни вероятности возникновения отказа	Описание
A	Вероятность возникновения отказа за 1 осредненный час полета – более 10^{-2}
B	Вероятность возникновения отказа за 1 осредненный час полёта 10^{-4} - 10^{-2}
C	Вероятность возникновения отказа за 1 осредненный час полёта 10^{-7} - 10^{-4}
D	Вероятность возникновения отказа за 1 осредненный час полёта 10^{-9} - 10^{-7}
E	Вероятность возникновения отказа за 1 осредненный час полёта менее 10^{-9}

Процедура качественного анализа критичности заключается в назначении видам отказов приоритетов корректирующих и компенсирующих действий в зависимости от категории тяжести последствия отказа (КТПО) и ожидаемого уровня вероятности возникновения отказа.

Для этого виды отказов распределяются по матрице критичности, на горизонтальной оси которой отложены значения КТПО, а на вертикальной – уровни вероятности возникновения отказа (рис. 1). В зависимости от того, в какую область матрицы критичности попадает вид от-

каза, ему назначается соответствующий приоритет корректирующих и компенсирующих действий.

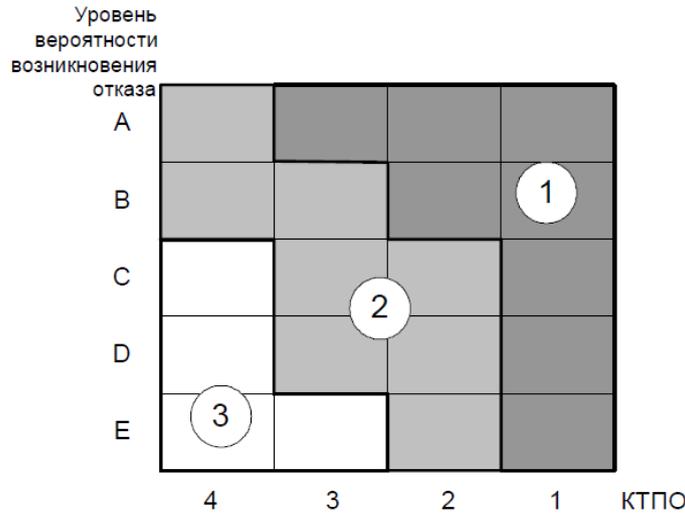


Рис. 1. Матрица критичности для качественного анализа

На поздних стадиях разработки изделия, когда, как правило, известны интенсивности отказов всех компонентов, может быть проведен количественный анализ критичности. Процедура количественного анализа заключается в назначении видам отказов элементов ЛСИ приоритетов корректирующих и компенсирующих действий в зависимости от КТПО и рассчитанного числа критичности, а также в упорядочении элементов ЛСИ по значениям этих чисел.

Для выполнения количественного анализа критичности необходимо задать параметры:

- λ_i – интенсивность отказов i -го элемента;
- α_{ij} – доля j -го вида отказа i -го элемента;
- β_{ij}^K – вероятность последствия K -й категории тяжести для j -го вида отказа i -го элемента.

Число критичности j -го вида отказа i -го элемента ЛСИ рассчитывается по формуле

$$Cm_{ij}^K = \beta_{ij}^K \cdot \alpha_{ij} \cdot \lambda_i \cdot (T_{РАБОТЫ})_i,$$

где Cm_{ij}^K – число критичности j -го вида отказа i -го элемента ЛСИ наихудшей категории последствий отказа; $(T_{РАБОТЫ})_i$ – наработка i -го элемента ЛСИ за время миссии. Из вышесказанного следует, что Cm_{ij}^K равно количеству отказов j -го вида i -го элемента ЛСИ, приводящего к наихудшей категории последствий, которое может возникнуть за время наработки.

Для назначения приоритетов видам отказов они распределяются по матрице критичности, на горизонтальной оси которой отложены значения КТПО, а на вертикальной – числа критичности видов отказов. Рекомендуется использовать относительную величину – относительное число критичности вида отказа, которое определяется по формуле

$$P_{ij} = \frac{Cm_{ij}^K}{\lambda_{\PhiИ} \cdot T_{наработки}},$$

где Cm_{ij}^K – число критичности вида отказа i -го элемента ЛСИ (1); $\lambda_{\PhiИ}$ – интенсивность отказов функциональных изделий; $T_{наработки}$ – наработка изделия. На рис. 2 изображена матрица критичности, используемая для количественного анализа критичности видов отказов. На матрице выделены области равных приоритетов, назначаемые, как и в случае качественного анализа критичности, аналитиком, проводящим АВПКО для каждого изделия индивидуально. Особенностью этой матрицы является то, что на вертикальной оси размещается непрерывная шкала относительных чисел критичности в отличие от дискретной шкалы (рис. 1).

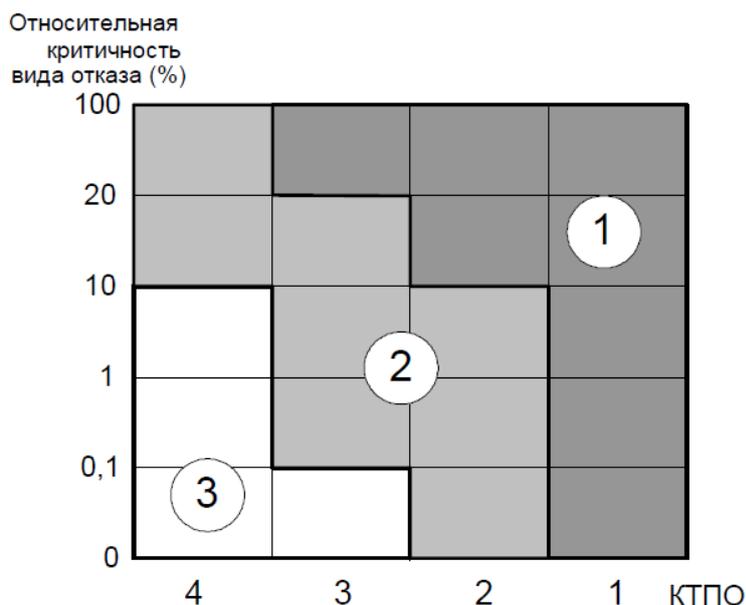


Рис. 2. Матрица критичности для количественного анализа

В зависимости от того, в какую область матрицы критичности попадает вид отказа, ему назначается соответствующий приоритет корректирующих и компенсирующих действий: 1 – высокий; 2 – средний; 3 – низкий. Элементы ЛСИ, имеющие хотя бы один вид отказа 1-го приоритета, как правило, нуждаются в обязательном изменении конструкции с целью устранения критичного вида отказа или снижения тяжести его последствий (понижения приоритета). Элементы, чьи виды отказов получили 2-й приоритет, могут также потребовать доработки с целью повышения надежности или нуждаются в разработке программы планово-профилактического обслуживания на этапе эксплуатации. Некоторые элементы 3-го приоритета также могут потребовать профилактического обслуживания на этапе эксплуатации.

Выводы

Современные методики выбора ФЗЭ позволяют в той или иной степени составить необходимый перечень регламентных работ по РЭО. Однако вышеуказанные методики в большей части рассматривают ФЗЭ на весь парк ВС без привязки к условиям эксплуатации конкретной авиакомпании. Оптимальная методика выбора ФЗЭ, учитывающая условия эксплуатации, должна быть установлена путем дополненного анализа, учитывающего изменение выходных параметров ФЗЭ под действием физико-химических процессов в компонентах ФЗЭ.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 27.310-95. Надежность в технике. Анализ видов, последствий и критичности отказов. Основные положения. М.: Изд-во стандартов, 1995. 14 с.
2. MSG-3. ATA Specification 2200, Information Standards for Aviation Maintenance. The Air Transport Association. Washington, DC, 2010.
3. Еремин А.В. Применение методов логического анализа для совершенствования процессов технического обслуживания. Дисс... канд. техн. наук. М.: МГТУ ГА, 2007. 142 с.
4. Руководство по проведению анализа логистической поддержки изделий авиационной техники. М.: НИЦ CALS «Прикладная логистика», 2010. 204 с.
5. Новожилов Г.В., Неймарк М.С., Цесарский Л.Г. Безопасность полета самолета. Концепция и технология. М.: Машиностроение, 2003.

MODERN METHODS OF SELECTING MAINTENANCE SIGNIFICANT ITEMS OF AIRCRAFT AVIONICS EQUIPMENT

Rychenkov D.B.

The article discusses the selection of functionally important elements of aircraft avionics using the procedures of MRB and AVPO.

Keywords: analysis of logistic support, avionics equipment of the aircraft, maintenance significant elements.

REFERENCES

1. **GOST 27.310-95.** *Nadeznost v tekhnike. Analys vidov, posledstvij i critichnosti otkazov.* M.: Izd-vo standartov. 1995. 14 p. (In Russian).
2. *MSG-3. ATA Specification 2200. Information Standards for Aviation Maintenance.* The Air Transport Association. Washington. DC. 2010. 56 p.
3. **Eremin A.V.** *Primenenie metodov logicheskogo analiza dlja sovershenstvovanija protsessov tekhnicheskogo obsluzivaniya.* Diss... kand. tehn. nauk. M.: MSTU CA. 2007. 142 p. (In Russian).
4. *Rukovodstvo po provedeniju analiza logisticheskoy podderzhki izdelij aviacionnoj tehniki.* M.: NIC CALS «Prikladnaja logistika». 2010. 204 p. (In Russian).
5. **Novozhilov G.V., Nejmark M.S., Cesarkij L.G.** *Bezopasnost' poleta samoleta. Konceptija i tehnologija.* M.: Mashinostroenie. 2003. 156 p. (In Russian).

Сведения об авторе

Рыченков Денис Борисович, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация радиоэлектронного оборудования.

УДК 629.7.052; 629.7.062.2

ЛОГИКА ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ НА ОСНОВЕ ОПЫТА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ MSG-3

И.В. СПИЧЕНКО

Статья представлена доктором технических наук, профессором Логвиным А.И.

В данной работе рассматривается вопрос технического обслуживания и ремонта (ТОиР) авиационной техники (АТ) на основе технологии MSG.

Ключевые слова: MSG, ТОиР, логический анализ, функционально значимый элемент.

1. Необходимость создания усовершенствованной системы ТОиР

В настоящее время стоит необходимость создания отечественной конкурентоспособной системы ТОиР для воздушных судов (ВС) последнего поколения с учетом западного опыта в данном направлении. Вызвано это тем, что при разнообразии методик подбора ТОиР нет единых методических и нормативных документов по формированию режимов ТОиР ВС. Разработки базируются на методиках авиационных научно-исследовательских институтов и ОКБ – разработчиков ВС, что приводит к различным результатам по типам ВС ГА и различной трактовке этих результатов, вызывающей существенные трудности при сертификации ВС и поддержании лётной годности ВС в эксплуатации. Выбор работ производится без учёта их влияния на состояние ВС в целом, а периодичность формируется по последствиям отказа на безопасность полётов без учёта других факторов. Как следствие, невозможность подобрать оптимизированную стратегию и режим ТОиР для конкретного эксплуатанта, работающего в конкретных условиях.

Необходимо заметить, что формирование режимов ТОиР зарубежных типов ВС основывается на последовательном выпуске нормативных документов типа MSG, которые основаны на логическом анализе выбора работ ТОиР функциональных систем ВС, учитывающих структуру и состав этих систем, включая подсистемы. Опыт применения документов MSG показывает, что логика выбора работ ТОиР АТ в основном базируется на опыте эксплуатации ВС, аналогичных новым типам ВС, и изделий, соответствующих их комплектации.

Логический анализ MSG проводится методом оценки возможных последствий функциональных отказов. Эти отказы классифицируются на несколько групп, проводится анализ применимости и необходимости проведения профилактических работ по ТОиР. Классификация устанавливает подкатегории функционально значимых элементов (ФЗЭ), а также уровень влияния этих элементов на безопасность и, как следствие, на экономичность и регулярность полётов.

За период эволюции программ MSG были созданы:

- раздел классификации структурно значимых компонентов (SSI);
- методология формирования программы предупреждения и контроля уровня коррозии планера (СРСР);
- правила и процедуры определения требований к плановому ТО конструкций из композитных материалов;
- совершенствование перечня и описания видов работ, которые могут быть проведены на ВС;
- раздел по защите от ударов молнии и воздействия электромагнитных полей высокой интенсивности;

– расширен и уточнен процесс выбора функционально значимых элементов MSI (Maintenance Significant Item)..

2. Логика работы MSG-3

Логика MSG-3 представляет собой философию анализа «сверху вниз» (рис. 1) для определения подходящего метода ТО для каждого важного объекта, что еще не имело практики в эксплуатации отечественных воздушных судов. Сначала формируется первоначальный список функционально значимых элементов MSI.



Рис. 1. Философия анализа MSG-3 «сверху-вниз»

Функционально значимые элементы MSI выбираются на самом верхнем уровне без рассмотрения отдельных агрегатов подсистемы. Спуск до уровня агрегата (низший уровень) имеет место только в случае, если не удалось с помощью анализа подобрать подходящие работы по ТО для подсистемы.

Применение данной системы стало возможно при высокой степени дублируемости и живучести систем, способных заменять друг друга при необходимости. Именно поэтому отказ не является критическим для ВС. Учитывая избыточность функциональных элементов, заложенную разработчиком ВС, анализ MSG-3 от систем к (при необходимости) отдельным компонентам позволяет уменьшить количество некритичных работ по ТО.

Далее каждый потенциально важный для ТО объект MSI подвергается предварительному анализу, и определяется его влияние на:

- безопасность полетов;
- эксплуатацию;
- экономичность полетов.

Если объект не влияет ни на один из перечисленных пунктов, то он исключается из списка важных для ТО. Работы по ТО для этого объекта не требуются.

Каждый из оставшихся объектов анализируется на 1 этапе и относится к одной из следующих категорий:

- явный – небезопасный;
- явный – эксплуатационный;
- явный – неэкономичный;
- скрытый – небезопасный;
- скрытый – безопасный.

Далее проходит анализ на 2 этапе, где определяется, желательны или необходимы для объекта работы по ТО. Если ответ положительный, то выбирается метод ТО из списка:

- утилизация (DS: Discard);
- проверка работоспособности (качественная) (OP: Operational check);
- обслуживание (SV: Servicing);
- восстановление (RS: Restore);

- проверка функционирования (FC: Functional Check/ IN: Inspection);
- профилактика (LU: Lubrication).

Если отказ функционально важного элемента MSI может повлиять на безопасность полета, или в случае если какие-то функции изделия являются скрытыми, и их отказ не будет очевиден экипажу либо персоналу по ТОиР, то необходимо для него назначить работы по ТО, которые могут проводиться:

- по ресурсу (Hard time), задается ограничение по летным часам, посадкам или календарному времени; обычно требуется снятие с ВС;
- по состоянию (On condition), задается ограничение по летным часам, посадкам или календарному времени; снятие с ВС требуется только в случае обнаружения неисправности.

Выбор интервала проведения работ по ТО основан на опыте эксплуатации похожего оборудования и на анализе статистических данных об отказах, собираемых эксплуатантами данного оборудования, согласно протоколу обмена данными эксплуатант – производитель. Если отказ изделия не влияет на безопасность полетов и не имеет скрытых от экипажа и технического персонала функций, планового ТО для изделия не предусматривается, и изделие классифицируется как эксплуатируемое с контролем уровня надежности «Condition Monitored», то в этом случае состояние изделия будет контролироваться программой надежности.

3. Пример работы программы с логикой MSG-3

Необходимо логически выявить влияние данного функционального элемента MSI на безопасность полетов, а также очевидность проявления признаков отказа для экипажа во время выполнения полетного задания (рис. 2).

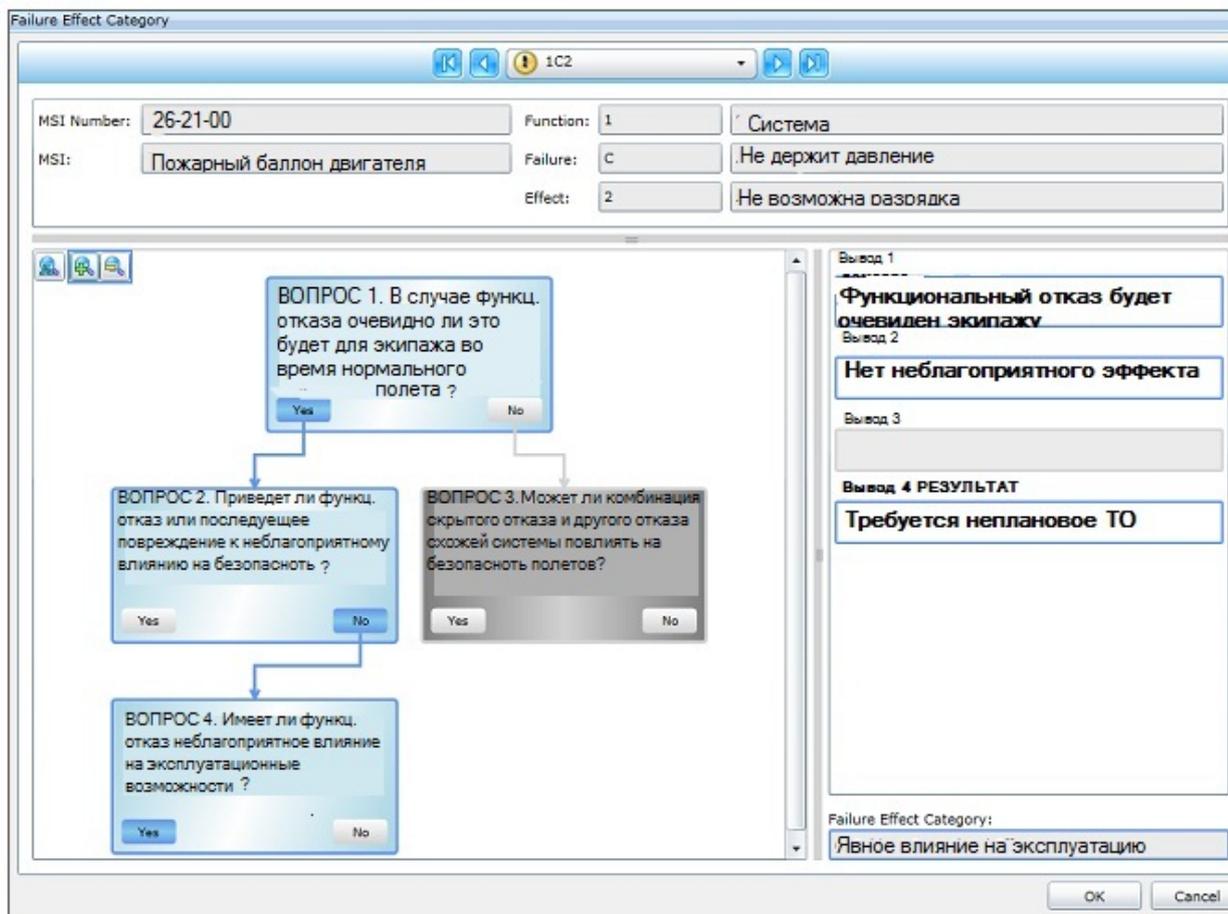


Рис. 2. Логика выявления MSI и его влияния на безопасность

На примере пожарного баллона двигателя:

Вопрос 1. В случае функционального отказа очевидно ли это будет для экипажа по средствам удаленной сигнализации на электронной панели в кабине? Утвердительно.

Вопрос 2. Приведет ли функциональный отказ или последующее повреждение из-за функционального отказа к неблагоприятному влиянию на эксплуатационную безопасность? Отрицательно.

Вопрос 3. Имеет ли функциональный отказ неблагоприятное влияние на эксплуатационные возможности? Утвердительно.

Вопрос 4. Может ли комбинация скрытого функционального отказа и функционального отказа родственной системы привести к значительному вредоносному влиянию на безопасность? Отрицательно.

Вывод: функциональный отказ будет:

- очевиден экипажу;
- влиять на эксплуатационные возможности;
- требовать непланового технического обслуживания.

Таким образом, использование опыта MSG требует разработки условий и ограничений для подбора аналогов объектов ТОиР и процессов технической эксплуатации, выбора и обоснования моделей и логических процедур формирования режимов ТОиР АТ с применением методов математической статистики и теории надёжности по всем этапам разработки режимов ТОиР ВС от постановки задач до организации внедрения результатов с их проверкой в реальных условиях эксплуатации ВС в конкретных авиакомпаниях.

ЛИТЕРАТУРА

1. **ГОСТ 18322-78.** Система технического обслуживания и ремонта техники. Термины и определения. М.: Стандартиздат, 1978. 21 с.
2. **Далецкий С.В., Деркач О.Я., Петров А.Н.** Эффективность технической эксплуатации самолетов гражданской авиации. М.: Воздушный транспорт, 2002. 216 с.
3. **Adams Sh.** Aviation Maintenance. Understanding MSG-3. *Aviation Maintenance magazine*. 2009. Pp. 33-41.
4. **Hessburg J.** *Air carrier MRO handbook: maintenance, repair, and overhaul*. McGraw-Hill Professional, 2001. 210 p.

LOGIC OF BUILDING THE AIRCRAFT MAINTENANCE SYSTEM BASED ON EXPERIENCE OF MSG-3

Spichenko I.V.

This article discusses identifying logic of building the aircraft maintenance system based on experience of MSG-3.

Keywords: MSG, aircraft maintenance, logic analysis, maintenance significant item.

REFERENCES

1. **GOST 18322-78.** *Sistema tekhnicheskogo obsluzivaniya i remonta tekhniki*. М.: Standartizdat. 1978. 21 p. (In Russian).
2. **Daletski S.V., Derkach O.Ja., Petrov A.N.** *Effektivnost tekhnicheskoy ekspluatatsii samoletov grazhdanskoj aviatcii*. М.: Vozdushnyj Transport. 2002. 216 p. (In Russian).
3. **Adams Sh.** Aviation Maintenance. Understanding MSG-3. *Aviation Maintenance magazine*. 2009. Pp. 33-41.
4. **Hessburg J.** *Air carrier MRO handbook: maintenance, repair and overhaul*. McGraw-Hill Professional. 2001. 210 p.

Сведения об авторе

Спиченко Игорь Валерьевич, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация авиационного электрооборудования, надежность авиационного электрооборудования.

УДК 004.932.2

АЛГОРИТМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РАСПОЗНАВАНИЯ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЫ НА ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЯХ

А.И. ЛОГВИН, А.В. ВОЛКОВ

В статье рассмотрен вариант решения задачи автоматического обнаружения взлетно-посадочной полосы на видеоизображениях.

Ключевые слова: обнаружение взлетно-посадочной полосы, преобразование Хафа, системы синтетического видения, оператор Собеля.

Введение

Заключительным этапом любого полета является заход на посадку и посадка, которые с точки зрения безопасности полетов считаются наиболее сложными и ответственными. Сложность обусловлена тем, что пилотирование воздушного судна ведется в условиях значительного изменения высоты, скорости полета и частых разворотов, а также высокими требованиями к выдерживанию заданного маневра снижения и захода на посадку.

Необходимость повышения безопасности полетов, обеспечения безопасного захода на посадку и выполнения посадки требует внедрения новых способов обработки информации от бортовых систем технического зрения различных спектральных диапазонов, навигационных приборов и цифровых карт местности.

Распознавание взлетно-посадочной полосы на видеоизображениях

Одним из направлений развития систем технического зрения является предварительная обработка в реальном времени текущих видеоизображений, полученных от сенсоров системы технического зрения. Под обработкой подразумеваются вопросы фильтрации, контрастирования и выделения типовых объектов. Задача распознавания взлетно-посадочной полосы сводится к выделению продольных границ активной (рабочей) полосы и маркированию порогов.

При этом указанная задача должна быть решена на максимально возможном удалении воздушного судна от точки приземления. Однако в силу малого размера фрагмента изображения ВПП относительно полного изображения результат выделения границ ВПП и маркирование порогов считается недостоверным. По мере приближения воздушного судна к ВПП процедура автоматического распознавания повторяется и результаты уточняются в реальном масштабе времени. Таким образом, процедуру автоматического распознавания можно разделить на 2 этапа: распознавание в ближней и дальней зонах.

Описание алгоритма распознавания

На рис. 1 представлено исходное изображение.



Рис. 1. Исходное изображение

На первом этапе выполняется бинарное квантование изображения. Заметим, что предварительно применяется фильтр Гаусса для удаления шумов на исходном изображении, и выполняется преобразование полученного изображения в оттенки серого [1]. После квантования изображение принимает следующий вид (рис. 2а). Далее к полученному черно-белому видеофрагменту применяется оператор Собеля для выделения границ изменения яркости [2]. Оператор использует ядра 3×3 , с которыми свёртывают исходное изображение для вычисления приближенных значений производных по горизонтали и по вертикали. Результат выделения границ представлен ниже (рис. 2б).

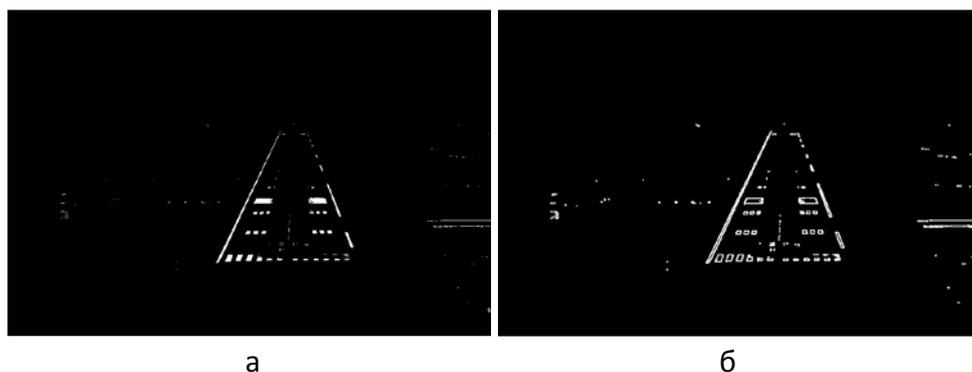


Рис. 2. Результат применения к изображению: а – бинарного квантования; б – оператора Собеля

После детектирования к изображению применяется классическое ортонормальное преобразование Хафа [1]. Поиск продольных экстремумов сводится к поиску в аккумуляторе Хафа наиболее симметричных локальных экстремумов максимальной амплитуды.



Рис. 3. Результат поиска в пространстве Хафа прямых, соответствующих границам ВПП

Увеличение достоверности работы алгоритма

Для увеличения достоверности результатов работы алгоритма следует выполнить обнаружение линии горизонта на видеоизображении. Обнаружение линии горизонта позволит структурно разделить видеоизображение на участок "небо" и участок "земля". Распознавание ВПП целесообразно проводить только на участке "земля".

Обнаружение линии горизонта выполняется аналогично, то есть происходит последовательное выполнение следующих этапов алгоритма: бинарное квантование, удаление шумов с использованием фильтра Гаусса, применение оператора Собеля и преобразования Хафа.

В качестве дополнительной меры разделения видеоизображения целесообразно ввести следующий дополнительный фактор: усредненное значение яркости со стороны участка "небо" выше, чем значение яркости со стороны участка "земля". Результат работы алгоритма представлен на рис. 4.

Заключение

Указанный алгоритм является несовершенным и требует некоторых доработок. Это связано с тем, что на некоторых видеопоследовательностях продольные границы ВПП определяются ошибочно или не определяются вовсе. Эта проблема связана с наличием высококонтрастных линий, попадающих в аккумулятор Хафа, которые ошибочно определяются алгоритмом как границы ВПП.

Кроме того, отсутствует надежный признак, позволяющий уверенно судить об отсутствии на изображении ВПП.



Рис. 4. Определение линии горизонта

В качестве дополнительной обработки возможно выполнение маркирования порогов на основе информации о геометрическом расположении линий, характеризующих ВПП.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гонсалес Р., Вудс Р. *Цифровая обработка изображений*. М.: Техносфера, 2005. 1072 с.
2. Комаров Д.В., Визильтер Ю.В., Выголов О.В. Разработка алгоритма автоматического обнаружения взлетно-посадочной полосы на видеоизображениях // *Техническое зрение в системах управления*. 2011. № 2. С. 37-55.

ALGORITHMS FOR AUTOMATIC RUNWAY DETECTION ON VIDEO SEQUENCES

Logvin A.I., Volkov A.V.

The article discusses algorithm for automatic runway detection on video sequences. The main stages of algorithm are represented. Some methods to increase reliability of recognition are described.

Keywords: runway detection, Hough transform, system visualization synthetic, Sobel operator.

REFERENCES

1. Gonsales R., Vuds R. *Tsifrovaja obrabotka izobrazhenij*. М.: Tekhnosfera. 2005. 1072 p.
2. Komarov D.V., Vizilter Yu.V., Vigolov O.V. Razrabotka algoritma avtomaticheskogo obnaruzhenija vzletno-posadochnoj polosity na videoizobrazhenijah. *Tekhnicheskoe zrenije v sistemakh upravlenija*. 2011. № 2. Pp. 37-55.

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил КГУ (1966), профессор, доктор технических наук, заслуженный деятель науки РФ, профессор кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, автор более 510 научных работ, область научных интересов – радиолокация, техническая эксплуатация РЭО, системы УВД.

Волков Андрей Владимирович, 1989 г.р., окончил МАИ (2012), аспирант МГТУ ГА, автор 1 научной работы, область научных интересов – радиолокация.

УДК 629.7.05

КОМПЕНСИРОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ АДАПТИВНЫХ КОМПОНЕНТОВ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

С.В. КОРЕВАНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Логвиным А.И.

Рассмотрены проблемы компенсации погрешностей инерциальных навигационных систем с помощью адаптивных методов прогнозирования.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, прогнозирование, компонент интеллектуальной системы.

Беспилотные летательные аппараты (БЛА) функционируют в сложных условиях окружающей среды, пассивных и активных помех и активного противодействия. Поэтому их системы управления (СУ) должны обеспечивать высокую точность движения и эффективное маневрирование БЛА. Навигационный комплекс БЛА обычно состоит из инерциальной навигационной системы (ИНС) и внешнего источника корректировки погрешностей ИНС [1], например, спутниковая навигационная система (СНС). В случаях, когда невозможно получать информацию от внешних источников, необходимо компенсировать погрешности за счет прогнозирующих моделей погрешностей.

В современных СУ БЛА применяются подходы синтеза терминального управления с учетом априорной статической информации, с учетом специфики многокритериальных задач, специфики управления объектами с перенастраиваемой в полёте целью [2].

Существенный прогресс в области построения терминальных регуляторов связан с результатами разработки адаптивных алгоритмов управления, которые отличаются высокой точностью и позволяют эффективно решать поставленные задачи. Адаптивный подход предполагает оперативное уточнение в полёте априорной информации, которая используется при формировании терминального управления. Алгоритмы управления реализуются в СУ БЛА, которые имеют разнообразные структуры. В современных СУ БЛА обычно используются самооптимизирующиеся регуляторы и регуляторы с эталонной моделью, в перспективных СУ БЛА применяются СУ с интеллектуальными компонентами [2]. Реализуемой интеллектуальной компонентой СУ является акцептор действия, в качестве базового элемента которого используется алгоритм построения прогнозирующих моделей. Построение прогнозирующих моделей осуществляется и для повышения точности измерительной информации в навигационном комплексе (НК) БЛА.

Полный потенциал перспективных БЛА будет реализован только тогда, когда бортовые системы управления будут способны обеспечить автоматизированную подготовку полётного задания и адаптацию к изменениям в условиях полёта, окружающей среды и т.д.

Способы оценки и прогнозирования погрешности измерительных систем

В зависимости от характера проявления действующих на БЛА возмущений угловая скорость ухода Ω гиросприборов может быть разделена на скорость ухода Ω_n , не зависящую от ускорения, и скорость ухода Ω_p , пропорциональную разбалансировке и зависящую от ускорения. В свою очередь, Ω_p включает в себя скорости ухода Ω_{p1} и Ω_{p2} , пропорциональные осевой и

радиальной разбалансировкам соответственно. При этом величина скорости ухода Ω_p примерно в 5 раз больше скорости Ω_n [1].

Наиболее чувствительной к техническому состоянию giroприбора, определяющему его точностные характеристики, является составляющая Ω_{p1} . В связи с этим для разработки метода оценки и прогнозирования инструментальных погрешностей СУ перспективных БЛА использована возможность оценки и прогнозирования работоспособности giroприбора по характеру изменения скорости ухода Ω_{p1} .

Метод предусматривает:

- определение стабильной составляющей скорости ухода Ω_{p1} на основании информации, полученной в результате измерения её как в процессе предыдущих испытаний, так и по замерам в данном запуске giroприборов с целью ввода поправок на эту составляющую в алгоритмы управления;

- прогноз величины стабильной составляющей скорости ухода Ω_{p1} на последующий запуск giroприбора и оценку соответствия её заданному допуску;

- определение и прогноз точностных характеристик giroприбора на время полёта ЛА по времени нахождения переменной составляющей скорости ухода Ω_{p1} в пределах заданного допуска.

Последние два пункта позволяют принять решение о возможности постановки giroприбора на борт БЛА.

Разделение общей задачи оценки и прогноза основных инструментальных погрешностей интеллектуальной системы управления на задачу определения величины стабильной составляющей скорости ухода Ω_{p1} в запуске с целью ввода соответствующих поправок в алгоритмы управления и задачу оценки и прогноза точностных характеристик giroприбора на время полёта ЛА является условным и сделано только из методических соображений удобства решения общей задачи. В действительности обе указанные задачи находятся в тесной взаимосвязи и в целом раскрывают методологические вопросы индивидуальной оценки и прогноза точностных характеристик отдельного giroприбора, а также определения и компенсации его инструментальных погрешностей.

Представим математическую модель процесса скорости ухода giroприбора Ω_{p1} в следующем виде [3]

$$\Omega_{Mt} = l^j(\Omega_t^j) + \alpha_\Delta(\Omega_t^j) + l^s(\Omega_t^s), \quad (1)$$

где Ω_{Mt} – скорость ухода giroприбора Ω_{p1} , полученная на основании модели; $\Omega_t^j, \Delta\Omega_t^j$ – соответственно значения стабильной и переменной составляющих в данном запуске giroприбора; Ω_t^s – значение «скачка» стабильной составляющей скорости ухода giroприбора от запуска к запуску; l^j, α_Δ, l^s – параметры модели; j, s – индексы, соответствующие изменению скорости ухода в запуски и от запуска к запуску.

В связи с тем, что ввод поправок осуществляется на величину Ω_t^j , то для данной задачи примем $\Omega_{Mt} = l^j(\Omega_t^j)$, и эффективность ввода поправок на стабильную составляющую скорости определяется степенью приближения моделируемой скорости ухода к её реальному значению, то есть

$$|\Omega_t^j - \Omega_{Mt}| \leq \varepsilon_\Omega \text{ при } t_{изм} \leq t_{дон}, \quad (2)$$

где ε_Ω – точность оценки стабильной составляющей скорости ухода за время её измерения $t_{изм}$, не превышающего допустимое значение $t_{дон}$.

При правильно выбранной структуре модели (1) погрешность оценки Ω_{Mt} будет зависеть только от точности определения параметров модели, которая может характеризоваться стабильностью значений этих параметров во времени по мере накопления измерительной информации.

Для оценки стабильности параметров модели могут быть использованы следующие критерии [4]:

$$\begin{cases} K_1 = |M[l^j] - l_1^j| \leq \Delta; K_2 = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (l_1^j - M[l^j])^2}{n-1}} \leq \eta_l; \\ K_3 = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (l_1^j - l_{i-1}^j)^2}{n}} \leq \varepsilon_l, \end{cases} \quad (3)$$

где $M[l^j]$ – математическое ожидание; $\Delta, \eta_l, \varepsilon_l$ – заданные точности определения параметров модели, получаемые из условия обеспечения минимального влияния инструментальных погрешностей СУ на точность приведения БЛА в заданную область пространства; $i = 1, 2, \dots, n$ – последовательность оценок параметров модели.

Исследования показали, что критерий K_3 является более чувствительным к изменению параметров модели (1).

Для оценки и прогноза точностных характеристик гиросприбора по результатам прогноза величины «скачка» стабильной составляющей скорости ухода от запуска к запуску из общей модели (1) воспользуемся слагаемым $\Omega_{Mt} = l^s(\Omega_t^s)$, характеризующим процесс изменения «скачка».

При наличии математической модели «скачков» Ω_t^s от запуска к запуску появляется возможность осуществить прогноз её величины и сравнить с заданным допуском при условии обеспечения требуемой точности определения параметров модели l^s по критерию K_3 .

Для получения полной оценки прогнозируемых точностных характеристик гиросприборов на время полёта БЛА и принятия решения о возможности постановки их на борт необходимо, помимо прогноза, провести оценку соответствия величины переменной составляющей заданному допуску скорости ухода на время полёта БЛА.

Поведение переменной составляющей скорости ухода гиросприбора может быть описано с помощью второго члена общей модели процесса изменения скорости ухода (1). При этом время нахождения $\Delta\Omega_t^s$ в пределах заданного допуска наилучшим образом описывается с помощью смешанного распределения Вейбулла.

$$f(t) = \begin{cases} \frac{\beta_\Omega}{\alpha_\Omega} (e - \gamma_\Omega)^{\beta_\Omega - 1} \exp\left(-\frac{(t - \gamma_\Omega)^{\beta_\Omega}}{\alpha_\Omega}\right), t \geq \gamma_\Omega, \beta_\Omega > 0, \alpha_\Omega > 0; \\ 0 - \text{в остальных случаях,} \end{cases} \quad (4)$$

где $\alpha_\Omega, \beta_\Omega$ – параметры масштаба и формы, характеризующие время нахождения $\Delta\Omega_t^j$ в пределах заданного допуска и степень износа гиросприбора соответственно; γ_Ω – параметр положения, соответствующий конечному значению времени, до которого выход $\Delta\Omega_t^j$ за допуск невозможен.

При допущении $\gamma = 0$ вероятность $P(t)$ и среднее время μ_t нахождения $\Delta\Omega_t^j$ в заданном допуске определяются соответственно как

$$P(t) = \exp\left(-\frac{t^{\beta_\Omega}}{\alpha_\Omega}\right); \mu_t = (\alpha_\Omega)^{\frac{1}{\beta_\Omega}} - \left(1 + \frac{1}{\beta_\Omega}\right). \quad (5)$$

С учетом того, что процесс изменения скорости ухода в запусках $\Omega_{Mt} = l^j(\Omega_t^j)$ может быть описан авторегрессионной моделью типа

$$\Omega_k^j = (1 + l_1^j)\Omega_{k-1} + l_1^j\Omega_{k-2}, \quad (6)$$

а процесс изменения «скачков» стабильной составляющей скорости ухода $\Omega_{Mt} = l^s(\Omega_t^s)$ – моделью типа

$$\Omega_k^s = \Omega_{k-1}l_1^s, \quad (7)$$

для определения параметров моделей могут быть использованы соотношения:

$$l_t^s = \frac{\sum_{i=2}^k \omega_i \omega_{i-1}}{\sum_{i=2}^k \omega_{i-1}^2}; l_t^c = \frac{\sum_{i=2}^k \Omega_i \Omega_{i-1}}{\sum_{i=2}^k \Omega_{i-1}^2}, \quad (8)$$

где $\omega_k = \Omega_k - \Omega_{k-1}$ – разность первого порядка.

Для определения параметров Вейбулла в (4) воспользуемся методом максимального правдоподобия, тогда уравнения для оценки параметров $\alpha_\Omega, \beta_\Omega$ будут иметь вид:

$$\begin{cases} n\alpha_\Omega - \sum_{i=1}^n t_i^{\beta_\Omega} = 0; \\ \frac{n}{\beta_\Omega} + \sum_{i=1}^n \ln t_i - \frac{1}{\alpha_\Omega} \sum_{i=1}^n t_i^{\beta_\Omega} \ln t_i = 0, \end{cases} \quad (9)$$

где n – количество информации о времени нахождения переменной составляющей в пределах заданного в формуляре на прибор допуска; t_i – время нахождения переменной составляющей в пределах допуска, полученного по результатам испытаний прибора ($i=1,2,\dots,n$).

Для решения системы уравнений (9) воспользуемся методом случайного поиска, который подразумевает нахождение минимальной невязки

$$\Delta E = |E_1| - |E_2|, \quad (10)$$

где E_1, E_2 – являются соответственно первым и вторым уравнением системы (8). В качестве начальных приближений могут быть использованы значения параметров h и N , полученные в результате предыдущих испытаний данного прибора или партии, и в дальнейших расчетах на каждом шаге поиска в качестве этих значений принимаются величины

$$\bar{h}^{(N)} = l\xi^{(N)}, \quad (11)$$

где $\bar{h} = (\alpha_\Omega, \beta_\Omega)^T$; N – число шагов поиска; l – масштаб, определяемый возможными пределами изменения h ; ξ – нормальное распределение случайной величины.

Поиск прекращается при условии $\Delta E < \varepsilon_2$, где ε_2 – заданная точность решения. Полученные значения позволяют определить показатели.

Таким образом, разработанный метод позволяет с помощью соотношений и оценить, и спрогнозировать работоспособность отдельного гиросприбора СУ по его точностным параметрам. При этом прибор допускается к эксплуатации, если выполняются условия:

$$\Omega_k^c \leq \Omega_{\text{доп}}^c; P(t) \geq P_{\text{зад}}; \mu_t \geq t_{\text{пол}}, \quad (12)$$

где $\Omega_{\text{доп}}^c$ – допустимое значение «скачка» стабильной составляющей скорости ухода Ω_{PI} ; $P_{\text{зад}}$ – заданное значение вероятности нахождения переменной составляющей скорости ухода в заданном диапазоне за время полёта БЛА $t_{\text{пол}}$.

Структура и параметры модели (1), а также средние значения $\alpha_\Omega^{\text{cp}}, \beta_\Omega^{\text{cp}}$, количество запусков прибора n на заводе и значения $P(t)$ и μ_t должны быть определены в условиях завода-изготовителя и записаны в формуляр на гиросприбор. После поступления прибора в эксплуатацию параметры модели не уточняются. В то же время в процессе испытаний гиросприбора на техническом комплексе уточняют параметры Вейбулла с помощью алгоритма:

$$\begin{aligned} \alpha_\Omega &= \alpha_\Omega^{\text{cp}} - \frac{1}{n+K} (\alpha_\Omega^{\text{cp}} - \alpha_T); \\ \beta_\Omega &= \beta_\Omega^{\text{cp}} - \frac{1}{n+K} (\beta_\Omega^{\text{cp}} - \beta_T), \end{aligned} \quad (13)$$

где K, α_T, β_T – количество запусков и параметры, определяемые по результатам испытаний гиросприбора.

После уточнения α_Ω и β_Ω рассчитываются показатели $P(t), \mu_t$, и в соответствии с (12) по результатам испытаний гиросприбора делается вывод о возможности установки его на борт БЛА. Оценку стабильной составляющей Ω_t^3 с целью ввода поправок на её величину и алгоритмы управления осуществляют на стартовом комплексе с помощью модели при значении параметра l_1^3 , определенном по результатам испытаний, что существенно сокращает временной интервал для оценки и прогнозирования величины стабильной составляющей скорости ухода гиросприбора.

В процессе полёта БЛА, помимо представленных априорных моделей, целесообразно применять динамические модели, построенные на борту БЛА. Априорные модели отличаются про-

стой реализацией, но обладают невысокой точностью. Модели, построенные с помощью алгоритмов самоорганизации генетическими алгоритмами, имеют высокую точность и позволяют учитывать субъективные особенности измерительных систем. Модифицированная методика позволяет провести анализ результатов прогнозов в полёте и выделить наилучшую конфигурацию НК, а также определить точность выполнения БЛА поставленных задач.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Лебедев Г.Н.** *Интеллектуальные системы управления и их обучение с помощью методов оптимизации: учеб. пособие.* М.: МАИ, 2002. 212 с.
2. **Назаров А.И.** *Нейросетевые алгоритмы прогнозирования и оптимизации систем.* М.: Наука и техника, 2004. 302 с.
3. **Hopfield J.** *Neural Networks and physical system with emergent collective computational abilities.* In Proc. National Academy of sciences, USA, 1982. Pp. 77-92.

MODELLING GROUP ACTION OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

Korevanov S.V.

The problems of modeling and planning group flights of unmanned aerial vehicles are considered. For each stage of the planning procedure of group activates neural network structure is designed.

Keywords: unmanned aerial vehicles, flight planning, neural system.

REFERENCES

1. **Lebedev G.N.** *Intellectualnye systemy upravleniya i ikh obuchenie s pomochyu metodov.* М.: МАИ. 2002. 212 p. (In Russian).
2. **Nazarov A.I.** *Nejrosetevye algoritmy prognozirovaniya i optimizatsii system.* М.: Nauka i Tekhnica. 2004. 302 p. (In Russian).
3. **Hopfield J.** *Neural Networks and physical system with emergent collective computational abilities.* In Proceeding National Academy of sciences. USA. 1982. Pp. 77-92.

Сведения об авторе

Кореванов Степан Владимирович, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – беспилотные летательные аппараты, нейросетевые системы, эксплуатация радионавигационных систем.

УДК 534.321.9

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ ЗОНДИРУЮЩЕГО ЛУЧА В ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВАХ РЕГИСТРАЦИИ ВОЛНОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В СРЕДЕ НА КАЧЕСТВО ПРИЕМА СИГНАЛА

В.Д. РУБЦОВ, С.А. ДУБЯНСКИЙ

Рассматривается влияние ширины и искривления зондирующего луча в среде на качество приема сигнала в параметрических регистрирующих устройствах на различных лучах.

Ключевые слова: волновое возмущение, регистрирующее устройство, зондирующий луч.

В [1] рассмотрен принцип приема волновых возмущений, основанный на регистрации продуктов параметрического взаимодействия волн в среде, накопленных по длине зондирующего луча, колебания в котором имеют ту же, что и регистрируемые колебания, или отличную от них физическую природу. При анализе характеристик параметрического устройства регистрации волновых возмущений предполагалось, что ширина зондирующего луча пренебрежимо мала по сравнению с длиной волны регистрируемых колебаний.

При конечной ширине луча отдельные элементы его сечения находятся в участках волнового поля с различными фазами регистрируемого волнового процесса. При этом усреднение по сечению луча приводит к снижению девиации фазы колебаний в зондирующем луче, являющейся полезным эффектом параметрического взаимодействия в среде регистрируемых и зондирующих волн.

Принимая значение фазы регистрируемой волны в момент прохождения ее фронта через центр зондирующего луча за ноль, имеем фазу в момент прохождения фронта через элемент dS площади сегмента

$$S(\beta) = (D^2/8)(\beta - \sin \beta) \quad (1)$$

сечения луча диаметром D с центральным углом β (рис. 1), наклоненного под углом α к направлению распространения волнового возмущения

$$\varphi(\alpha, \beta) = \pi h |\sin \alpha| \cos \beta, \quad (2)$$

где $h = D/\lambda$ – относительная ширина луча; λ – длина волны регистрируемых колебаний.

Заметим, что множитель $|\sin \alpha|$ в (2) учитывает перемещение элемента dS площади луча вдоль направления волнового возмущения за счет изменения угла α отклонения луча от этого направления, а множитель $\cos \beta$ – перемещение элемента dS в том же направлении за счет изменения центрального угла β . При этом среднее по площади сечения луча

$$S_0 = \pi D^2/4 \quad (3)$$

значение девиации фазы на выходе фазового демодулятора, осуществляющего демодуляцию принятого на зондирующий луч сигнала, равно

$$\overline{\delta\psi(\rho, \alpha)} = \frac{1}{S_0} \left| \int_0^{2\pi} \frac{dS(\beta)}{d\beta} e^{j\varphi_s(\beta)} d\beta \right| \delta\psi(\rho, \alpha) = B(\alpha, h) \delta\psi(\rho, \alpha), \quad (4)$$

где $\delta\psi(\rho, \alpha)$ – вызванная относительным изменением скорости распространения волн в зондирующем луче $\mu = \delta c/c$ под воздействием возмущения среды девиация фазы колебаний в предельно узком зондирующем луче ($h \rightarrow 0$), определяемая выражением [1]

$$\delta\psi(\rho, \alpha) = \Delta\psi \left| \sin[\pi\rho(\cos \alpha - g)] / \pi\rho(\cos \alpha - g) \right|, \quad (5)$$

где $\Delta\psi = 2\pi\mu g z$ – максимум девиации фазы; $g = a/c$; $z = v/\omega$; $\rho = L/\lambda$; a и c – скорости распространения регистрируемых волн и волн в зондирующем луче; ω и v – угловые частоты этих

волн; L – длина луча;

$$B(\alpha, h) = 2 \left| J_1(\pi h \sin \alpha) / \pi h \sin \alpha \right| \quad (6)$$

коэффициент, учитывающий уменьшение девиации фазы за счет конечной ширины зондирующего луча; $J_1(x)$ – функция Бесселя первого порядка.

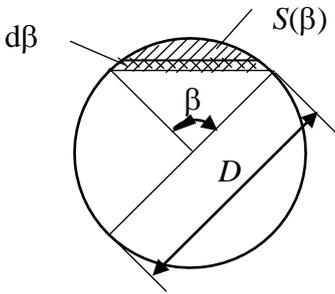


Рис. 1

При этом в случае регистрации возмущений типа упругих (в частности акустических) волн при малой величине вызываемого ими избыточного давления δP приближенная линеаризованная зависимость скорости распространения волн в зондирующем луче от δP может быть записана в виде

$$\delta c = (dc/dP) \delta P, \quad (7)$$

где dc/dP – крутизна зависимости $c(P)$ для невозмущенной среды, которая для случая приема акустических волн в стандартной атмосфере на оптический луч, как показано в [1], равна 81 м/с мбар.

Заметим, что хотя выражение для использованного при получении этого результата индекса преломления воздуха в оптическом диапазоне волн

$$N = (n - 1) \cdot 10^6 = 0,776 (P - 0,167e)/T, \quad (8)$$

где $n = c_0/c$ – коэффициент преломления воздуха; c и $c_0 = 2,997925 \cdot 10^8 \approx 3 \cdot 10^8$ м/с – скорости распространения света в воздухе и вакууме; P и e – давление и абсолютная влажность, мбар; T – температура в градусах Кельвина, и отличается от аналогичного выражения для случая использования в зондирующем луче электромагнитных (оптических или СВЧ) волн [2]

$$N = 0,776 (P + 4810 e / T) / T, \quad (9)$$

это не влияет на результат вычисления dc/dP , поскольку вторые слагаемые в скобках выражений (8) и (9) исчезают при дифференцировании.

При регистрации акустических волн с использованием ультразвукового зондирующего луча модуляция скорости распространения волн в луче происходит за счет двух механизмов: нелинейности адиабатического уравнения состояния среды для газа, записываемого в виде

$$P = P_0 (m / m_0)^\gamma, \quad (10)$$

где P_0 , m_0 и $\delta P = P - P_0$, $\delta m = m - m_0$ – равновесные и избыточные давление и плотность; $\gamma = C_P / C_V$ – отношение теплоемкостей среды при постоянных давлении и объеме для воздуха, равное 1,41; и нелинейности уравнения газодинамики, связанной с переносом точек профиля волны в зондирующем луче модулирующей волной. Величины параметрического изменения скорости распространения волн в ультразвуковом зондирующем луче, обусловленного этими механизмами, определяются выражениями [3]:

$$\delta c_1 = (\gamma - 1) \delta P / 2 m_0 c; \quad (11)$$

$$\delta c_2 = \delta P \cos \alpha / m_0 c, \quad (12)$$

где c – скорость распространения волн в зондирующем луче при равновесном состоянии среды; α , как и ранее, – угол между направлениями луча и волнового возмущения. Соответственно суммарная величина параметрического изменения скорости распространения волн в луче записывается

$$\delta c = (\gamma - 1 + 2 \cos \alpha) \delta P / 2 m_0 c. \quad (13)$$

При замене в (13) конечных приращений δc и δP дифференциалами получаем

$$dc/dP = (1 + 2 \cos \alpha) / 2 m_0 c. \quad (14)$$

Из (5) следует, что в случае приема акустических волн на электромагнитный зондирующий луч, поскольку при этом $g \approx 0$, главный максимум девиации фазы имеет место при $\alpha = \pm \pi/2$, а при приеме акустических волн на ультразвуковой луч ($g \approx 1$) главный максимум приходится на $\alpha = 0$. При этом для главного максимума из (14) имеем

$$dc/dP = (\gamma + 1) / 2 m_0 c. \quad (15)$$

Отсюда при регистрации возмущений в воздухе, полагая $\gamma = 1,41$, $m_0 = 1,3$ кг/м³, $c = 330$ м/с,

имеем $dc/dP = 2,8 \cdot 10^{-3}$ м/с мбар.

Для сравнительной оценки чувствительности устройств регистрации волновых возмущений на зондирующих лучах различной физической природы необходимо произвести анализ максимума девиации фазы, который с учетом (5) и (7) можно представить в виде

$$\Delta\psi = 2\pi(fL/c^2)(dc/dP) \delta P, \quad (16)$$

где f – частота волн в зондирующем луче, Гц. При этом примем следующие значения параметров зондирующих лучей: f – для ультразвукового луча 10^5 Гц, для СВЧ луча $9,4 \cdot 10^9$ Гц, что соответствует типовой для устройств СВЧ длине волны $\lambda_0 = 3,2$ см, для оптического луча $4,8 \cdot 10^{14}$ Гц, что соответствует длине волны $\lambda_0 = 0,63$ мкм колебаний, генерируемых неон-гелиевым лазером; L – для ультразвукового и оптического лучей 1 м, для СВЧ луча 100 м; c – для ультразвукового луча 330 м/с, для оптического и СВЧ лучей $3 \cdot 10^8$ м/с; dc/dP – для ультразвукового луча $2,8 \cdot 10^{-3}$ м/с мбар, для оптического и СВЧ лучей 81 м/с мбар; δP – для всех видов лучей 1 мбар. Из расчетов следует, что максимум девиации фазы на выходе демодулятора $\Delta\psi$ равен: для ультразвукового луча $1,6 \cdot 10^{-2}$ рад, для оптического луча 2,7 рад, для СВЧ луча $5,3 \cdot 10^{-3}$ рад (при в 100 раз большей длине СВЧ луча по сравнению с длиной оптического и ультразвукового лучей).

Как видим, наилучшей чувствительностью обладает устройство регистрации волновых возмущений на оптическом луче. Далее следуют устройства на ультразвуковом и СВЧ лучах. Для регистрации достаточно малых фазовых сдвигов в устройствах на ультразвуковом и СВЧ лучах целесообразно использование методов микрофазометрии [4], позволяющих регистрировать фазовые сдвиги порядка 10^{-8} рад.

Заметим, что при выборе длины ультразвукового зондирующего луча учитывался факт сильного затухания ультразвука в воздухе. Использование устройства регистрации на ультразвуковом луче наиболее перспективно в гидроакустике, поскольку коэффициент поглощения звука в воде примерно в 700 раз меньше чем в воздухе, и при частоте 10^5 Гц ультразвук распространяется на 3 км [5]. Такое регистрирующее устройство может использоваться для охраны акваторий и связи с подводными объектами.

Как следует из (6), минимальное влияние эффекта расфазировки регистрируемых колебаний по ширине зондирующего луча при приеме упругих волн на ультразвуковой зондирующий луч с максимумом девиации фазы будет при $\alpha = 0$. При этом $B(0, h) = 1$, то есть в направлении главного максимума эффект расфазировки отсутствует полностью. Этот результат вытекает из того, что в этом случае сечение зондирующего луча лежит в плоскости фронта волны регистрируемых колебаний, и, следовательно, все элементы сечения находятся в участках волнового поля с одинаковыми значениями фазы.

Максимальное же влияние эффекта расфазировки имеет место при приеме упругих волн на электромагнитный зондирующий луч с максимумом девиации фазы при $\alpha = \pm\pi/2$. Это связано с тем, что в этом случае сечение зондирующего луча перпендикулярно фронту волны регистрируемых колебаний, и, следовательно, элементы сечения луча максимально удалены от плоскости фронта волны.

Проанализируем зависимость коэффициента, учитывающего уменьшение девиации фазы за счет конечной ширины зондирующего луча, от относительной ширины луча $h = D/\lambda$. Из (6) получаем выражение для этого коэффициента в наиболее неблагоприятных с точки зрения влияния ширины луча условиях

$$B(h) = B(\alpha, h) \Big|_{\alpha = \alpha_m = \pm\pi/2} = 2 \left| J_1(\pi h) / \pi h \right|. \quad (17)$$

На рис. 2 показан характер этой зависимости. Как видим, критическое значение диаметра луча, при котором невозможен прием волновых возмущений из-за расфазировки колебаний в луче, составляет величину $D_{кр.} = 1,22 \lambda$.

При $D > D_{кр.}$ имеют место дополнительные максимумы чувствительности приема при зна-

чениях диаметра луча: $1,7 \lambda$; $2,7 \lambda$; $3,7 \lambda$ и т.д. Коэффициент, характеризующий уменьшение девиации фазы на выходе фазового демодулятора, осуществляющего демодуляцию принятого на зондирующий луч сигнала, соответственно равен: 0,13; 0,065; 0,035 и т.д.

Фактором, ограничивающим длину зондирующего луча, является его искривление в анизотропной среде, приводящее к тому, что отдельные элементы луча при распространении волнового возмущения оказываются в участках волнового поля с различными значениями фазы. При этом девиация фазы уменьшается за счет эффекта расфазировки колебаний, но не по ширине зондирующего луча, а по его длине.

Рассмотрим случай электромагнитного зондирующего луча. Как отмечалось, в этом случае максимум приема имеет место при расположении зондирующего луча в плоскости фронта регистрируемой волны, то есть при угле между направлениями волнового возмущения и луча $\alpha = \pm \pi / 2$. Угол отклонения электромагнитного луча длиной L от его оси в вертикальной плоскости в первом приближении может быть определен из выражения [2]

$$\beta = k L, \quad (18)$$

где $k = dh/dy$ – скорость изменения коэффициента преломления среды в направлении, перпендикулярном оси луча, который в условиях нормальной тропосферной рефракции равен $4 \cdot 10^{-5} \text{ км}^{-1}$, а при температурной инверсии в приземном слое $5 \cdot 10^{-4} \text{ км}^{-1}$.

Предельную длину зондирующего луча L_m можно определить как длину, при которой его элементы попадают в участки регистрируемого волнового поля с фазой, сдвинутой на π относительно фазы поля в начале луча, поскольку такая расфазировка препятствует эффективному накоплению девиации фазы колебаний в луче, обусловленной воздействием волнового возмущения. Величина приращения фазы регистрируемого волнового процесса на удалении L , обусловленная воздействием волнового возмущения, может быть определена из соотношения

$$\varphi = 2\pi r/\lambda, \quad (19)$$

где λ – длина волны регистрируемых колебаний; r – отклонение луча от оси луча на удалении L от его начала.

Поскольку производная траектории искривленного луча $y(x)$ на удалении x от начала равна $dy(x)/dx = \text{tg } \beta$, где β – текущий угол отклонения луча от его оси в начале траектории, то, полагая его достаточно малым, с учетом (18) можем записать $dy(x)/dx \approx \beta = k x$, откуда получаем выражение для функции, описывающей траекторию луча, и выражение для r :

$$y(x) = \int_0^x k x dx = k x^2 / 2; \quad (20)$$

$$r = y(x) \Big|_{x=L} = k L^2 / 2. \quad (21)$$

Подставляя (21) в (19), получаем величину приращения фазы

$$\varphi = k \pi L^2 / 2. \quad (22)$$

Приравнявая его определенному выше предельному значению π , получаем выражение для предельной длины луча

$$L_m = \sqrt{\lambda / k}. \quad (23)$$

Отсюда, например, при регистрации акустического сигнала с частотой $f = 1 \text{ кГц}$, имеющего длину волны $\lambda = a / f = 330 / 10^3 = 0,33 \text{ м} = 3,3 \cdot 10^{-4} \text{ км}$, для случая нормальной тропосферной рефракции ($k = 4 \cdot 10^{-5} \text{ км}^{-1}$) получаем $L_m = \sqrt{3,3 \cdot 10^{-4} / 4 \cdot 10^{-5}} = 2,9 \text{ км}$.

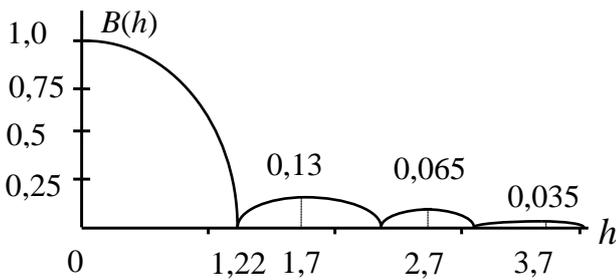


Рис. 2

Фактором, ограничивающим длину электромагнитного зондирующего луча, являются также конечные размеры апертуры антенны, осуществляющей прием колебаний в зондирующем луче. В первую очередь это относится к регистрирующему устройству на оптическом зондирующем луче в связи с малыми размерами апертуры фотоприемника. Полагая ее согласованной с углом расхождения луча, можно считать, что величина предельного угла отклонения луча за счет рефракции $\beta_m = k L_m$, обеспечивающего его попадание на вход фотоприемника, не должна превышать угла расхождения луча ε .

Принимая для оптического луча $\varepsilon \cong 1'$, при нормальной тропосферной рефракции ($k = 4 \cdot 10^{-5} \text{ км}^{-1}$) получаем $L_m = \beta_m / k = \varepsilon / k \cong 7 \text{ км}$. Как видим, это ограничение менее жесткое, чем ограничение, связанное с расфазировкой колебаний по длине зондирующего луча.

При использовании ультразвукового зондирующего луча также имеет место его искривление при распространении волн в анизотропной среде, например в воде. Траектория распространения акустических волн в анизотропной среде описывается законом Снеллиуса [6]

$$\cos \alpha / c = \cos \alpha_0 / c_0, \quad (24)$$

где c_0 и c – скорости распространения волн на уровне источника и в произвольном участке среды; α_0 и α – начальный и текущий углы наклона луча в вертикальной плоскости.

Вид траектории, описываемой формулой (24), показан на рис. 3.

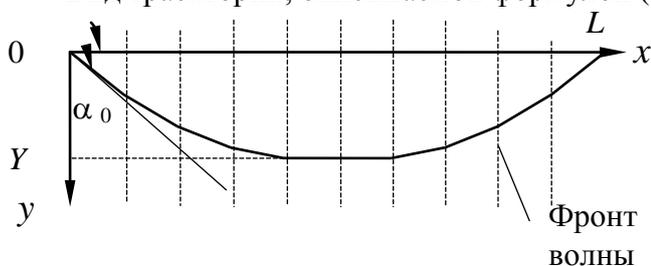


Рис. 3

При известных значениях α_0 и c_0 и известной зависимости $c(y)$ из (24) может быть определена зависимость

$$\alpha(y) = \arccos \left[\frac{\cos \alpha_0}{c_0} c(y) \right]. \quad (25)$$

При этом могут быть определены параметры траектории: глубина точки перегиба Y и длина проекции L траектории на ось x .

ЛИТЕРАТУРА

1. Рубцов В.Д. Прием волновых возмущений при помощи узконаправленных колебаний // *Радиотехника и электроника*. 1997. № 6. Т. 42.
2. Долуханов М.П. *Распространение радиоволн*. М.: Связь, 1972.
3. Зверев В.А., Калачев А.И. Модуляция звука звуком при пересечении акустических волн // *Акустический журнал*. 1970. № 2. Т. 16.
4. Бернштейн И.Л. Опыт Саньяка на радиоволнах // *Доклады АН СССР*. 1950. № 4. Т. 36.
5. Зисман Г.А., Тодес О.М. *Курс общей физики*. М.: Наука, 1967. Т. 1.
6. Андреева Б.Б. *Физические основы распространения звука в океане*. М.: Гидрометеоздат, 1975.

INFLUENCE OF BORING BEAMS PARAMETERS IN PARAMETRIC REGISTER ARRANGEMENTS OF WAVE INDIGNATIONS IN ENVIRONMENT ON QUALITY OF SIGNAL RECEPTION

Roubtsov V.D., Dubyanskiy S.A.

Influence of width and distortion of boring beam in environment on quality of signal reception in parametric register arrangements on different beams is considered.

Keywords: wave indignation, register arrangement, boring beam.

REFERENCES

1. Roubtsov V.D. Priyom volnovih vozmuscheniy pri pomoschi uzkonapravlennih kolebaniy. *Radiotekhnika i elektronika*. 1997. № 6. Т. 42. (In Russian).
2. Doluhanov M.P. *Rasprostranenie radiovoln*. М.: Svyaz. 1972. (In Russian).

3. **Zverev V.A., Kalachov A.I.** Modulyatsiya zvuka zvukom pri peresechenii akusticheskikh voln. *Akusticheskiy zhurnal*. 1970. № 2. Т. 16. (In Russian).
4. **Bernscheyn I.L.** Oпит Sanyaka na radiovolnah. *Dokladi AN SSSR*. 1950. № 4. Т. 36. (In Russian).
5. **Zisman G.A, Todes O.M.** *Kurs obschey fiziki*. М.: Nauka. 1967. Т. 1. (In Russian).
6. **Andreeva B.B.** *Fizicheskie osnovi rasprostraneniya zvuka v okeane*. М.: Gidrometeoizdat. 1975. (In Russian).

Сведения об авторах

Рубцов Виталий Дмитриевич, 1938 г.р., окончил МАИ им. С. Орджоникидзе (1961), профессор, доктор технических наук, почетный работник науки и техники РФ, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – радиотехника, радионавигация, акустика, навигация и управление воздушным движением, эксплуатация воздушного транспорта.

Дубянский Сергей Александрович, 1986 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (2009), соискатель МГТУ ГА, эксперт ООО «Альфа-серт», автор 12 научных работ, область научных интересов – радиофизика, радиотехника, эксплуатация воздушного транспорта.

УДК 534.321.9

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ РЕГИСТРАЦИИ НА ОПТИЧЕСКОМ И УЛЬТРАЗВУКОВОМ ЗОНДИРУЮЩИХ ЛУЧАХ ВОЛНОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ВОЗДУШНОЙ И ВОДНОЙ СРЕДАХ

В.Д. РУБЦОВ, С.А. ДУБЯНСКИЙ

Рассматриваются данные экспериментальных исследований чувствительности и направленных свойств параметрических регистрирующих устройств на оптическом и ультразвуковом зондирующих лучах в воздушной и водной средах.

Ключевые слова: экспериментальное исследование, волновое возмущение, регистрирующее устройство, зондирующий луч.

Принцип построения параметрических регистрирующих устройств на электромагнитном (в частности, оптическом) и ультразвуковом зондирующих лучах описан в [1]. Показано, что девиация фазы колебаний в луче с частотой ν , вызванная изменением скорости распространения волн в луче под воздействием возмущения среды в виде плоской синусоидальной акустической волны с частотой ω , равна

$$\delta\psi(\rho, \alpha) = \Delta\psi \left| \sin \left[\pi\rho(\cos\alpha - g) \right] / \pi\rho(\cos\alpha - g) \right|, \quad (1)$$

где $\rho = L/\lambda$; $g = a/c$; L и λ – длины луча и волны регистрируемых колебаний; a – скорость распространения регистрируемых акустических волн для воздушной и водной сред, соответственно равная 330 м/с и 1500 м/с; c – скорость распространения волн в зондирующем луче для оптического луча в воздушной и водной средах, примерно равная $c_0 \approx 3 \cdot 10^8$ м/с и $c_0/n \approx 2,26 \cdot 10^8$ м/с, где c_0 и $n = 1,33$ – скорость распространения света в вакууме и коэффициент преломления воды соответственно, а для ультразвукового луча в воздушной и водной средах, соответственно равная 330 м/с и 1500 м/с; α – угол между лучом и направлением распространения возмущения; максимум девиации фазы

$$\Delta\psi = (\nu L/c^2)(dc/dP) \delta P; \quad (2)$$

ν – частота колебаний в зондирующем луче; dc/dP – крутизна зависимости $c(P)$ скорости распространения волн в зондирующем луче от давления; δP – вызванное акустическим возмущением среды избыточное давление. При этом в эксперименте частота колебаний в зондирующем луче в Гц $f = \nu/2\pi$ принята равной: для оптического луча $4,8 \cdot 10^{14}$ Гц, соответствующей длине волны $\lambda_0 = 0,63$ мкм колебаний, генерируемых неон-гелиевым оптическим квантовым генератором (ОКГ), а для ультразвукового луча 20 кГц.

Зависимость (1) девиации фазы колебаний в луче от α может рассматриваться в качестве диаграммы направленности (ДН) регистрирующего устройства. При этом, поскольку для обеих рассматриваемых сред при использовании оптического и ультразвукового зондирующих лучей параметр g приближенно равен 0 и 1, максимум ДН имеет место соответственно при $\alpha = \pi/2$ и $\alpha = 0$, причем в предположении что $\rho \gg 1$, для случаев использования оптического и ультразвукового лучей ширина главного лепестка ДН по нулевому уровню определяется соответственно выражениями:

$$\delta\alpha = (2/\rho) \text{ рад}; \quad (3)$$

$$\delta\alpha = 2(2/\rho)^{1/2} \text{ рад}. \quad (4)$$

Необходимо, чтобы за время распространения волн в луче $\tau = L/c$ волновой процесс существенно не изменился. При этом полоса пропускания устройства равна

$$\delta f = 1/\tau = c/L. \quad (5)$$

Экспериментальные исследования регистрирующего устройства с оптическим зондирующим

лучом проводились в лабораторных условиях на экспериментальной установке, основу которой составляло работающее по принципу интерферометра устройство с фотоприемником на темном фоне, описанное в [2]. При этом использовался оптический квантовый генератор (ОКГ) со следующими характеристиками: длина волны оптических колебаний $\lambda_0 = 0,63$ мкм; излучаемая мощность $P_0 = 10$ мВт; угол расхождения луча $\Delta\alpha_0 = 5'$. Длина оптического луча в эксперименте составляла $L = 1$ м.

Акустические колебания частотой $F = \omega/2\pi = 6,6$ кГц, модулированные по амплитуде последовательностью прямоугольных импульсов с частотой повторения $F_{\text{п}} = 5$ Гц и отношением периода модуляции к длительности импульса (скважностью) $q = 2$, излучались в среду акустическим излучателем в виде пьезоэлектрического преобразователя.

Оценка чувствительности регистрирующего устройства при регистрации возмущений в воздушной среде производилась путем регулировки мощности излучения акустического излучателя $P_{\text{ак}}$ до величины, соответствующей интенсивности звука $I = 10^{-10}$ Вт/м².

На рис. 1 представлены полученные путем фотографирования экрана осциллографа осциллограммы зарегистрированного в воздушной среде сигнала от акустического излучателя, размещенного на расстоянии 1 м над центром оптического луча.

На рис. 2 приведены экспериментально снятые в описанных выше условиях нормированные ДН регистрирующего устройства на оптическом зондирующем луче при работе в воздушной (рис. 2а), водной (рис. 2б) средах. Здесь же пунктиром показаны расчетные ДН, построенные с использованием выражения (1). Как видим, совпадение экспериментальных и расчетных ДН достаточно хорошее.

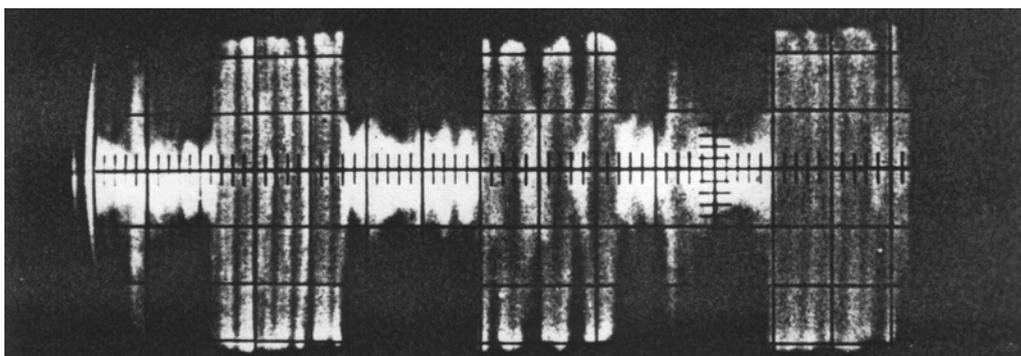


Рис. 1

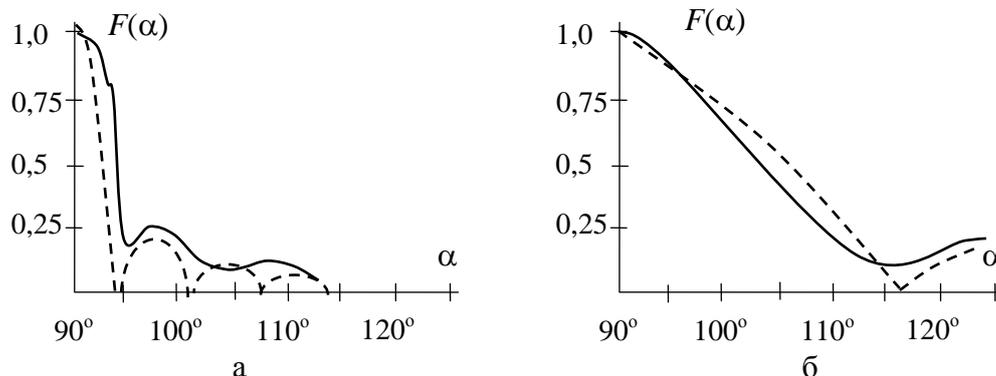


Рис. 2

Экспериментальные исследования регистрирующего устройства с ультразвуковым зондирующим лучом проводились с использованием варианта устройства, выполненного по схеме с фазочастотным преобразованием, которое осуществляется автоматически, поскольку мгновенная частота колебаний в зондирующем луче является производной полной фазы этих колеба-

ний. Переход от фазовых измерений к частотным позволяет обойтись без системы фазовой автоподстройки и организации канала передачи опорной фазы, что облегчает аппаратную реализацию регистрирующего устройства. Обратный переход к фазе осуществляется за счет фазочастотной характеристики (ФЧХ) узкополосного полосового фильтра (ПФ), включенного на выходе устройства, и измерения разности фаз колебаний на его входе и выходе. Принцип действия аналогичного устройства на СВЧ лучше описан в [3].

Для совмещения пунктов излучения ультразвукового сигнала зондирующего луча и обработки зарегистрированного с его помощью акустического сигнала был использован ультракоротковолновый (УКВ) радиоканал с частотой $f_p = 30$ МГц. При этом осуществлялась амплитудная модуляция принятым акустическим приемником ультразвуковым сигналом с частотой $f = v/2\pi = 20$ кГц, преобразованным в электрический сигнал.

С помощью регистрирующего устройства с ультразвуковым зондирующим лучом производилась регистрация ветровых возмущений в открытом воздушном пространстве. При этом ультразвуковой луч длиной $L = 70$ м был размещен на высоте 1 м. На рис. 3 приведена зарегистрированная самописцем реакция регистрирующего устройства на ветровые возмущения. Заметим, что хотя с учетом (6) ширина полосы регистрируемых зондирующим лучом возмущений составляет $\delta f = c / L = 330/70 = 4,7$ Гц, через ПФ на выход устройства попадают колебания, вызванные возмущениями в пределах полосы $\Delta f/2 = 1$ Гц.

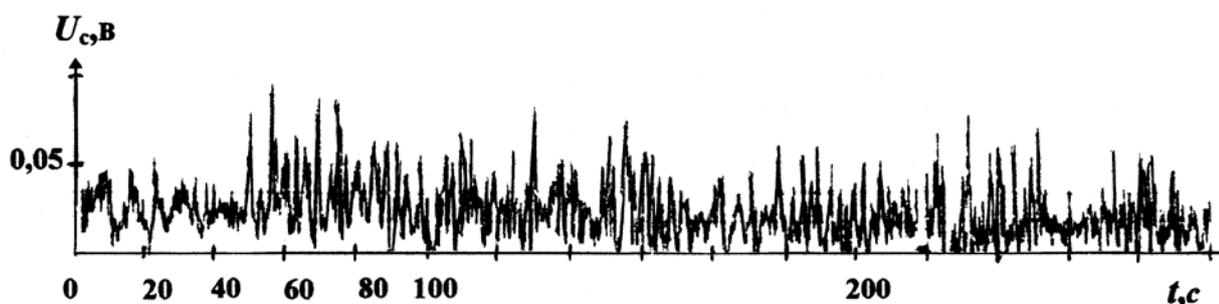


Рис. 3

Степень достоверности результатов эксперимента одновременно с регистрацией ветровых возмущений с помощью исследуемого регистрирующего устройства производилась при регистрации порывов ветра в пределах 3 – 8 м/с с помощью анемометра, размещенного на высоте 1 м и на удалении 1 м от середины луча. Возрастанию скорости ветра в указанных пределах приписывался знак «+», уменьшению – знак «-». Результаты сравнения показаний анемометра с данными, полученными с помощью регистрирующего устройства в моменты снятия показаний с анемометра, которым также приписывались соответствующие знаки, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Анемометр	+	+	-	+	-	-	+	+	-	+	-	-	-	+	+	+	-	-	+	-
Рег. устройство	+	+	-	-	-	-	+	+	-	+	-	-	-	+	-	+	-	-	+	+
Анемометр	-	+	+	-	+	-	+	-	+	+	-	-	+	-	+	-	+	-	-	+
Рег. устройство	-	+	+	-	-	+	+	+	+	+	-	-	+	+	+	-	+	-	-	+

Как видим, при числе замеров $n_{\text{зам.}} = 40$ число совпадений $n_{\text{совп.}} = 32$, что соответствует вероятности совпадений $P = n_{\text{совп.}} / n_{\text{зам.}} = 0,8$, откуда следует, что регистрация ветровых возмущений с помощью регистрирующего устройства с ультразвуковым зондирующим лучом обеспечивает достаточно высокую надежность их обнаружения. Это позволяет, в частности, сделать заключение о возможности использования данного устройства в качестве наземного средства обнаружения «сдвига ветра» и турбулентных пульсаций атмосферы в зоне ВПП.

С помощью регистрирующего устройства с ультразвуковым зондирующим лучом производилась также регистрация акустических возмущений в водной среде. Эксперименты производились в озере глубиной $h = 12$ м. В качестве источников гидроакустических возмущений были выбраны движение моторной лодки по водоему с максимальным удалением ее от середины зондирующего луча ~ 100 м, включение водяного насоса в прибрежной части водоема на удалении ~ 120 м, падение в воду камней размером ~ 5 см на удалении ~ 10 м и гидродинамические возмущения от прибойной волны.

При этом все эксперименты, кроме последнего, проводились с помощью регистрирующего устройства с длиной луча $L = 70$ м, формируемого с помощью акустических преобразователей (гидрофонов), погруженных на глубину $H = 2$ м, регистрация же гидродинамических возмущений от прибойной волны проводилась на мелководье глубиной $h = 0,2 - 0,4$ м вблизи берега при глубине погружения гидрофонов $H = 0,1$ м и их удалении от берега на $4 - 5$ м, причем длина зондирующего луча L была равной 50 м.

На рис. 4, 5 приведены зарегистрированные самописцем записи сигналов с выхода регистрирующего устройства при падении в водоем камней, включении водяного насоса и движении по водоему моторной лодки. Здесь обозначено: К – сигнал, соответствующий моменту падения камня; Н – момент включения водяного насоса; О и П – моменты отхода и прихода лодки. На рис. 6 приведена зарегистрированная самописцем запись сигнала с выхода регистрирующего устройства при регистрации гидродинамических возмущений от прибойной волны. В табл. 2 приведены данные сравнения числа прибойных волн $n_{\text{волн.}}$, зарегистрированных методом прямых наблюдений, с числом всплесков сигнала, зарегистрированных регистрирующим устройством $n_{\text{рег. ус.}}$ за одни и те же интервалы времени Δt .

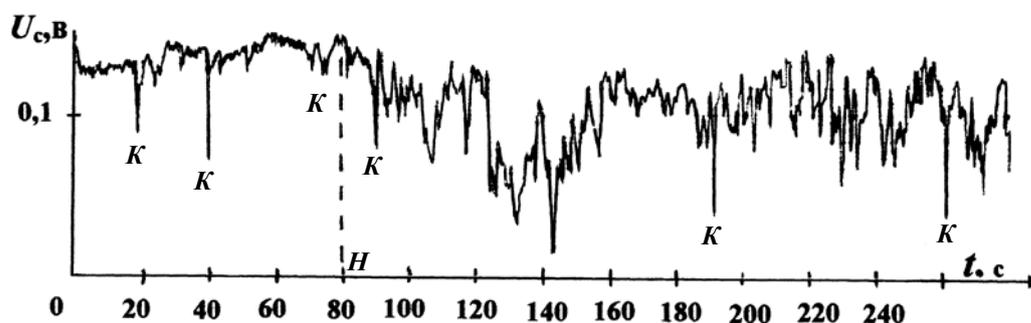


Рис. 4

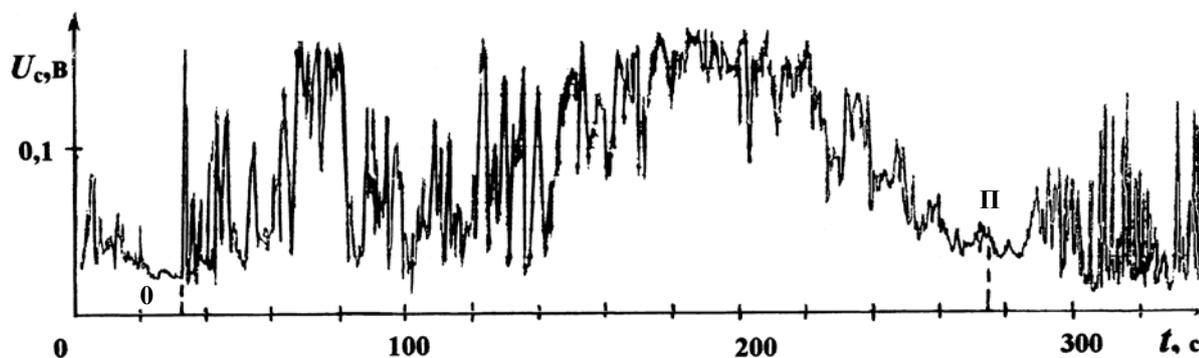


Рис. 5

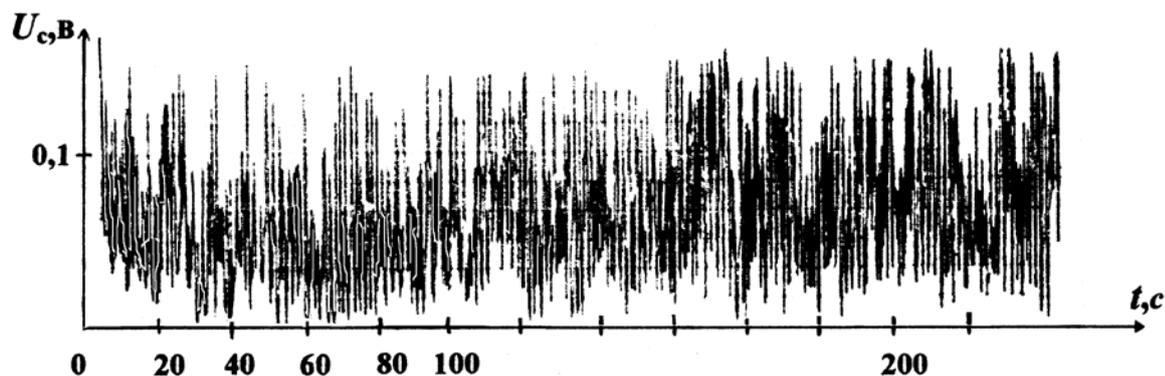


Рис. 6

Таблица 2

1 серия измерений			2 серия измерений			3 серия измерений		
$\Delta t, с$	$n_{волн.}$	$n_{рег.ус.}$	$\Delta t, с$	$n_{волн.}$	$n_{рег.ус.}$	$\Delta t, с$	$n_{волн.}$	$n_{рег.ус.}$
33	25	24	28	20	21	33	25	23

Рассмотренное регистрирующее устройство может быть использовано для раннего предупреждения метеослужб приморских аэропортов о приближении к зоне аэропорта шторма, возникшего в море, путем регистрации сопровождающего шторм инфразвукового излучения, скорость распространения которого как в водной, так и в воздушной среде существенно выше скорости перемещения зоны шторма.

Кроме того, это устройство может использоваться для защиты акваторий от несанкционированного проникновения морских судов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Рубцов В.Д., Дубянский С.А. Определение акусто-эмиссионных характеристик воздушных судов с использованием параметрических регистрирующих устройств на СВЧ и оптических лучах // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2014. № 209.
2. Рубцов В.Д. Прием волновых возмущений при помощи узконаправленных колебаний // *Радиотехника и электроника*. 1997. № 6. Т. 42.
3. Рубцов В.Д., Дубянский С.А. Анализ характеристик устройств регистрации волновых возмущений в среде с использованием оптических, СВЧ и ультразвуковых лучей // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2014. № 209.

EXPERIMENT RESEARCHES OF PARAMETRIC REGISTER ARRANGEMENTS ON OPTICS AND ULTRASONIC BORING BEAMS OF WAVE INDIGNATIONS IN AIR AND WATER ENVIRONMENTS

Roubtsov V.D., Dubyanskiy S.A.

Data experimental researches of sensitivity and direction properties of parametric register arrangements on optics and ultrasonic boring beams in air and water environments are considered.

Keywords: experimental research, wave indignation, register arrangement, boring beam.

REFERENCES

1. Roubtsov V.D., Dubyanskiy S.A. Opredelenie akusto-jemissionnyh harakteristik vozdushnyh sudov s ispol'zovaniem parametricheskikh registrirujushhih ustrojstv na SVCh i opticheskikh luchah. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA*. 2014. № 209. (In Russian).

2. **Roubtsov V.D.** Priem volnovykh vozmushhenij pri pomoshhi uzkonapravlennykh kolebanij. *Radiotekhnika i elektronika*. 1997. № 6. Т. 42. (In Russian).

3. **Roubtsov V.D., Dubyanskiy S.A.** Analiz harakteristik ustrojstv registracii volnovykh vozmushhenij v srede s ispol'zovaniem opticheskikh, SVCh i ul'trazvukovykh luchej. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA*. 2014. № 209. (In Russian).

Сведения об авторах

Рубцов Виталий Дмитриевич, 1938 г.р., окончил МАИ им. С. Орджоникидзе (1961), профессор, доктор технических наук, почетный работник науки и техники РФ, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – радиотехника, радионавигация, акустика, навигация и управление воздушным движением, эксплуатация воздушного транспорта.

Дубянский Сергей Александрович, 1986 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (2009), соискатель МГТУ ГА, эксперт ООО «Альфа-серт», автор 12 научных работ, область научных интересов – радиофизика, радиотехника, эксплуатация воздушного транспорта.

УДК 656.7.052:351.814.335.1

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДА КОНТРОЛЯ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АЗН-В

Б.В. ЛЕБЕДЕВ, В.В. СОЛОМЕНЦЕВ, А.Н. СТРАТИЕНКО

Проведен анализ методов контроля вертикального эшелонирования. Рассматривается новый метод мониторинга вертикального эшелонирования воздушных судов на основе использования АЗН-В. Построена математическая модель метода и план имитационного эксперимента. Приводятся результаты моделирования и оценка точности предложенного метода. Показана возможность использования метода при достаточной оснащенности воздушных судов средствами АЗН-В. Определены дальнейшие направления исследований.

Ключевые слова: мониторинг, вертикальное, эшелонирование, аэронавигация, АЗН-В.

Введение

В последние годы во многих регионах мира и в Российской Федерации осуществлен переход на сокращенные до 1000 футов (приблизительно 300 м) нормы вертикального эшелонирования (RVSM) на высотах более 29 000 футов (приблизительно 9 000 м) [1]. Переход потребовал не только модернизации высотомерного оборудования воздушных судов (ВС), но и контроля (мониторинга) характеристик измерения и выдерживания высоты в эксплуатационных полетах с пассажирами [2].

Наиболее сложным и важным элементом этого процесса является мониторинг погрешностей бортовых приемников статического давления. Погрешность приемника статического давления никак не проявляет себя при наземных проверках и не ощущается экипажем в полете, но существенно влияет на безопасность полетов в условиях RVSM. Эта погрешность мало изменяется со временем и, единожды возникнув (из-за дефектов приемника или деформации фюзеляжа), будет влиять на безопасность полетов на протяжении значительного промежутка времени, а в случае непринятия корректирующих мер – всю оставшуюся жизнь ВС.

На основании обширных статистических исследований выяснено, что погрешность изменяется в определенных пределах относительно некоторого среднего значения, характерного для каждого отдельного воздушного судна в данных эксплуатационных условиях. Это среднее характерное значение в основном остается неизменным на протяжении многих полетов до того момента, пока не произойдет, например, поломка, или не будет выполнен ремонт, в результате чего изменяются характеристики погрешности. Период времени, в течение которого погрешность остается относительно постоянной в отсутствие какого-либо вмешательства, точно неизвестен, но данные и опыт свидетельствуют о некотором незначительном увеличении абсолютной величины по мере старения системы измерения высоты.

Оценка ошибок пилотирования не представляет технических трудностей. Поэтому основное внимание уделяется контролю погрешностей измерения высоты.

Существующие методы мониторинга

Основной метод, обеспечивающий наибольшую производительность в условиях плотного воздушного движения, использует специальную наземную станцию (НМУ) для измерения геометрической высоты полета с земли. Этот метод не предполагает специального оборудования ВС и какого-либо сотрудничества с экипажем. ВС должно только летать в зоне действия измерителя НМУ (расположенного, как правило, в местах интенсивного воздушного движения). НМУ представляет собой дорогостоящую наземную станцию, обеспечивающую точное изме-

рение высоты с использованием принципов мультилатерации (MLAT).

В другом методе (GMU) используется дифференциальный режим спутниковой навигации. Предполагается, что в полете участвует экспериментатор, который приносит на борт ВС специальный приемник GNSS. Принцип работы следующий: антенны приемника прикрепляются изнутри к иллюминаторам; в полете регистрируются псевдодалности и время; после полета в зарегистрированные псевдодалности вносятся дифференциальные поправки, полученные от специальной наземной инфраструктуры, и вычисляется геометрическая высота.

Также известен метод зондирования атмосферы по давлению – установление связи между геометрической высотой и давлением воздуха (барометрической высотой).

Все применяемые методы сложны и дороги, поэтому ИКАО ставится вопрос о разработке более совершенных методов.

В [3] предложен метод мониторинга вертикального эшелонирования, осуществление которого возможно с использованием данных автоматического зависимого наблюдения (АЗН-В) на борту ВС в интересах эксплуатантов.

Предложения по новому методу мониторинга вертикального эшелонирования с использованием средств АЗН-В

Отметим, что в России реализуются планы внедрения автоматического зависимого наблюдения вещательного типа (АЗН-В). АЗН-В предусматривает передачу с борта ВС и прием наземными станциями различной навигационной информации, включая барометрическую и геометрическую высоту от спутникового навигационного приемника. Эта информация может быть положена в основу существенно нового принципа мониторинга.

Предлагаемый способ основан на том, что при эксплуатации ВС будут часто возникать ситуации, когда два ВС, оборудованные аппаратурой АЗН-В, находятся на относительно небольшом расстоянии друг от друга и обмениваются информацией с наземными станциями. При этом возникают два обстоятельства, упрощающие выполнение мониторинга:

1. Требуется не полная картина о разрезе атмосферы по давлению как в случае НМУ, а только информация о температуре воздуха на высоте полета для пересчета разности геометрических высот двух ВС в разность их барометрических высот.

2. Практически без дополнительных затрат можно получить информацию при обработке большого количества пар, включающих оцениваемое ВС и каждый из встречных, и существенно повысить точность за счет осреднения полученных результатов.

По предлагаемому способу на ВС регистрируется информация о геометрической и барометрической высотах, измеренных штатными высотомерами собственного (оцениваемого) ВС и встречных ВС, а также температура наружного воздуха. Данные регистрируются применительно к парам самолетов. Каждая пара состоит из оцениваемого самолёта и одного из встречных самолётов.

Для i -й пары вычисляется величина δ_i , $i=1, \dots, n$, характеризующая предварительную i -ю оценку погрешности измерения барометрической высоты на оцениваемом самолёте

$$\delta_i = (H_{Гi0} - H_{Гi1}) \frac{T_{cm1}}{T_{\phi1}} - (H_{Би0} - H_{Би1}), \quad i=1, \dots, n, \quad (1)$$

где $H_{Гi0}$, $H_{Гi1}$ – геометрическая высота оцениваемого и i -го встречного самолёта (i -й пары); $H_{Би0}$, $H_{Би1}$ – барометрическая высота по штатному высотомеру оцениваемого и i -го встречного самолёта (i -й пары); T_{cm1} , $T_{\phi1}$ – стандартное и фактическое (измеренное бортовыми приборами) значения температуры наружного воздуха в момент регистрации высот i -й пары.

Величина δ_i будет искажена погрешностями измерений $H_{Гi0}$, $H_{Гi1}$, $H_{Би1}$, $T_{\phi i}$. Важно отметить, что для различных пар, включающих один и тот же оцениваемый ВС, все погрешности, кроме искомой систематической погрешности измерения барометрической высоты на оцениваемом

ВС, можно считать независимыми случайными величинами с нулевым математическим ожиданием. Поэтому для уменьшения влияния случайных погрешностей измерения данные регистрируются применительно к n встречным самолётам (i изменяется от 1 до n).

Полученные по формуле (1) n значений δ_i , $i=1, \dots, n$ осредняются, и осреднённая величина $\bar{\delta}$ принимается за окончательную оценку искомой величины погрешностей штатного измерителя барометрической высоты, что и является целью мониторинга.

Погрешности пересчета разностей геометрических высот в разности барометрических высот непосредственно вычисляются по зарегистрированным данным. Это позволяет повысить точность конечного результата, применяя осреднение с весом ρ_i , $i=1, \dots, n$, зависящим от прогнозируемого уровня погрешностей измерения геометрической высоты и относительного расположения ВС в момент регистрации применительно к каждой паре ВС

$$\bar{\delta} = \frac{\sum_{i=1}^n \delta_i \rho_i}{\sum \rho_i} . \quad (2)$$

Применение предлагаемого способа позволит сократить расходы на мониторинг в России и в тех странах, где применяются существующие методы. Его единственным недостатком является то, что его применение может быть начато, когда существенная часть парка ВС будет оборудована аппаратурой АЗН-В.

Математическое моделирование метода мониторинга с использованием средств АЗН-В

С целью оценки характеристик метода мониторинга проведено математическое моделирование. Для моделирования использован математический пакет MaplesoftMaple 13. При моделировании использованы следующие входные параметры и допущения:

- ВС является материальной точкой;
- все ВС находятся на одинаковой высоте 11000 м;
- рассматриваемая пара ВС находится в одинаковых атмосферных условиях (давление на высоте полета).

При проведении математического моделирования принято, что систематическая ошибка измерения барометрической высоты оцениваемого ВС является постоянной (рассмотрено 2 случая: – $\Delta H_{сист} = 50$ м и $\Delta H_{сист} = -70$ м).

При моделировании используется нормальный закон распределения погрешности измерений. Моделируется случайная ошибка определения барометрической высоты бортового высотомера оцениваемого ВС со среднеквадратическим отклонением (СКО) $\delta_{Бор} = 20$ м.

Систематические ошибки измерения барометрической высоты встречных ВС полагаются случайными. Случайные и систематические ошибки определения барометрической высоты встречных ВС моделируются генератором случайных чисел с СКО $\delta_B = 20$ м.

В рамках математической модели рассмотрены два случая случайной ошибки измерения геометрической высоты бортовыми системами встречных и оцениваемого ВС с нулевым математическим ожиданием (МО) и СКО, равными $\delta_r = 10$ м и $\delta_r = 50$ м.

Процедура моделирования

С помощью генераторов случайных чисел с заданными распределениями формируются массивы показаний барометрической высоты по штатному высотомеру и геометрической высоты по бортовому навигационному приемнику GNSS оцениваемого ВС для каждой анализируемой встречи, а также показаний барометрической высоты по штатным высотомерам

и геометрической высоты по бортовым навигационным приемникам каждого встречного ВС.

Для навигационных приемников задаются случайные погрешности измерения. Для барометрических высотомеров встречных ВС задаются случайные погрешности измерения высоты, а также систематические ошибки.

Для барометрического высотомера оцениваемого ВС задается случайная погрешность измерения высоты. Систематическая ошибка измерения барометрической высоты оцениваемого ВС задается отдельно (как отмечалось выше, рассмотрено 2 случая систематической ошибки – $\Delta H_{сист} = -50 \text{ м}$ и $\Delta H_{сист} = 70 \text{ м}$).

Далее для каждой i -й пары ВС $i=1, \dots, n$ вычисляется величина δ_i , характеризующая частную i -ю оценку погрешности измерения барометрической высоты на оцениваемом самолёте.

Полученные значения δ_i ; $i=1, \dots, n$ осредняются, и осреднённая величина δ принимается за окончательную оценку искомой погрешности штатного измерителя барометрической высоты.

Затем строится зависимость среднеквадратического отклонения оценки погрешностей измерения барометрической высоты бортовым высотомером от количества обработанных встреч.

В процессе математического моделирования получены результаты, которые приведены на рис. 1, 2.

Из рис. 1, 2 видно, как по мере увеличения количества обработанных встреч K оценка погрешности измерения высоты приближается к величине, заданной в качестве исходной систематической ошибки.

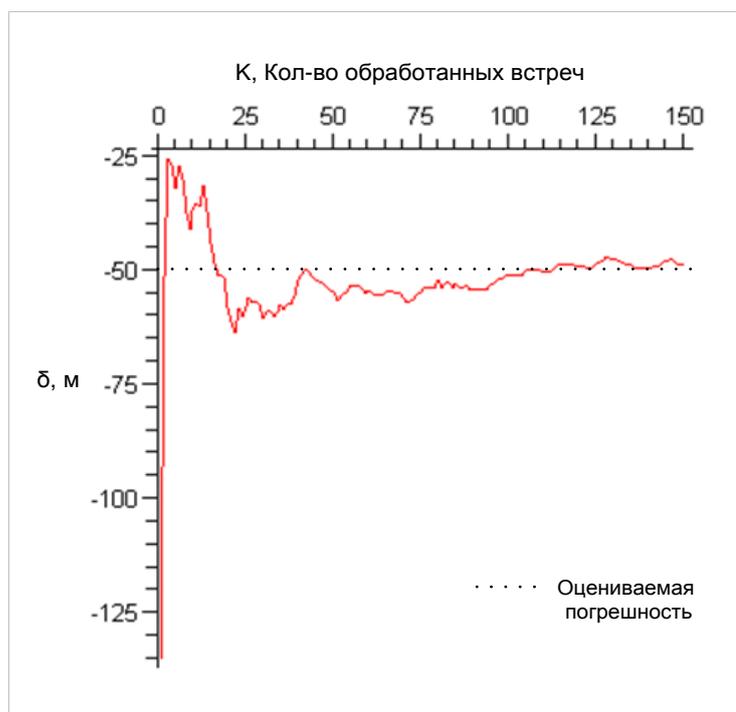


Рис. 1. Повышение точности оценки погрешностей измерения барометрической высоты бортовым высотомером при увеличении количества обработанных встреч при

$$\delta_f = 10 \text{ м} \text{ и } \Delta H_{сист} = -50 \text{ м}$$

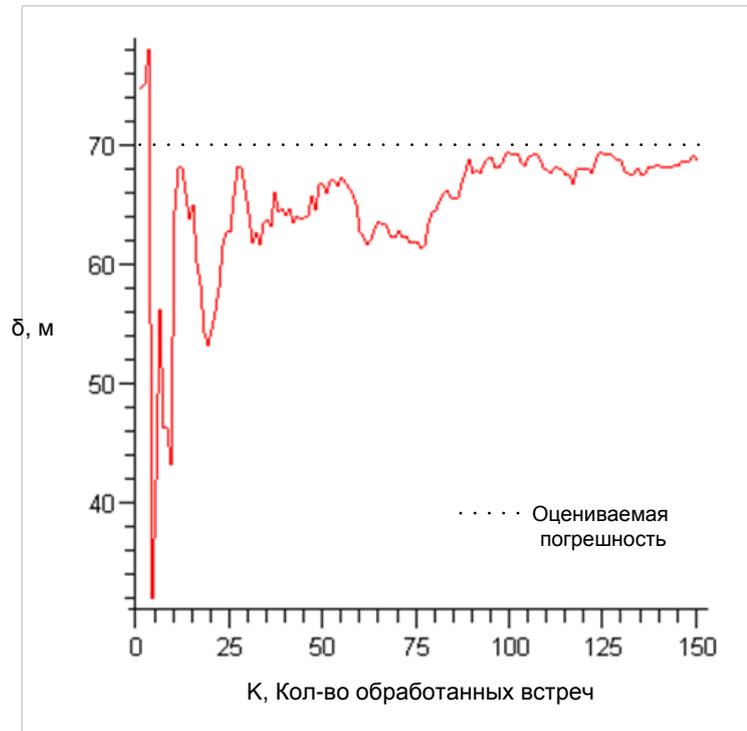


Рис. 2. Повышение точности оценки погрешностей измерения барометрической высоты бортовым высотомером от количества обработанных встреч при $\delta_r = 10$ м и $\Delta H_{cуст} = 70$ м

Анализ результатов моделирования

Анализ результатов моделирования показывает, что по мере увеличения числа встреч погрешность определения систематической составляющей погрешности барометрического высотомера уменьшается.

Количество необходимых встреч зависит от СКО погрешности спутникового навигационного приемника. Так при СКО погрешности навигационного приемника $\delta_r = 10$ м требуемая точность (10 м) обеспечивается уже после 25 обработанных встреч. Погрешность будет уменьшаться примерно обратно пропорционально квадратному корню от количества пар. Учитывая, что количество пар может быть доведено до сотен, то добиться доведения погрешности до требуемой величины (менее 10 м) не представляется проблематичным.

В дальнейшем необходимо исследовать предложенный метод с учетом изменения условий атмосферы для встречающихся ВС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Мастер-план Евразия RVSM. Программа внедрения сокращенного минимума вертикального эшелонирования в воздушном пространстве государств Евразии (Казахстан, Кыргызстан, Монголия, Российская Федерация, Таджикистан, Туркменистан, Узбекистан) / *Материалы Целевой группы Евразия RVSM*. М., 2009.

2. ICAO Doc 9574, AN/934. *Руководство по применению минимумов вертикального эшелонирования в 300 м (1000 ft) между ЭП 290 и ЭП 410 включительно*. 2-е изд. Монреаль: ИКАО, 2002.

3. Лебедев Б.В. Мониторинг средств вертикального эшелонирования на основе использования автоматического зависимого наблюдения вещательного типа // *Авиакосмическое приборостроение*. 2003. С. 130.

4. Лебедев Б.В., Лысенко А.А., Соломенцев В.В. Моделирование системы контроля соблюдения сокращенных интервалов вертикального эшелонирования на базе автоматического зависимого наблюдения / *Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сб. тезисов докладов*. М.: МГТУ ГА, 2011. С. 185.

ANALYSIS METHOD OF CONTROL VERTICAL SEPARATION OF AIRCRAFT ON THE BASE OF ADS-B

Lebedev B.V., Solomentchev V.V., Stratienco A.N.

The vertical separation monitoring methods have been analyzed. A new method of the aircraft vertical separation monitoring base on ADS-B is considered. Mathematical model of the method and simulation plan are presented. Experimental data are results of the method simulation and evaluates the accuracy of the proposed method. Presented method may be used under conditions of sufficient number ADS-B equipped aircrafts. Future investigations are defined.

Keywords: monitoring, vertical, separation, air navigation, ADS-B.

REFERENCES

1. Master-plan Evrazija RVSM. Programma vnedrenija sokrashennogo minimuma vertikal'nogo jeshelonirovanija v vozdušnom prostranstve gosudarstv Evrazii (Kazahstan, Kyrgyzstan, Mongolija, Rossijskaja Federacija, Tadzhikistan, Turkmenistan, Uzbekistan). *Materialy Celevoj grupy Evrazija RVSM*. M. 2009. (In Russian).
2. ICAO Doc 9574, AN/934. *Rukovodstvo po primeneniju minimumov vertikal'nogo jeshelonirovanija v 300 m (1000 ft) mezhdu JeP 290 i JeP 410 vključitel'no*. 2-e izd. Monreal': IKAO. 2002. (In Russian).
3. **Lebedev B.V.** Monitoring sredstv vertikal'nogo jeshelonirovanija na osnove ispol'zovanija avtomatičeskogo zavisimogo nabljudenija veshhatel'nogo tipa. *Aviakosmičeskoe priboroštroenie*. 2003. P. 130. (In Russian).
4. **Lebedev B.V., Lysenko A.A., Solomencev V.V.** Modelirovanie sistemy kontrolja sobljudenija sokrashennyh intervalov vertikal'nogo jeshelonirovanija na baze avtomatičeskogo zavisimogo nabljudenija. *Grazhdanskaja aviacija na sovremennom jetape razvitija nauki, tehniki i obščestva: sb. tezisov dokladov*. M.: MGTU GA. 2011. P. 185. (In Russian).

Сведения об авторах

Лебедев Борис Васильевич, 1941 г.р., окончил МЭИ (1967), кандидат технических наук, ведущий специалист ООО «НИК», автор более 10 научных работ, область научных интересов – аэронавигация.

Соломенцев Виктор Владимирович, 1957 г.р., окончил МИЭМ (1980), профессор, доктор технических наук, заместитель генерального директора ОАО «Азимут», заведующий кафедрой вычислительных машин, комплексов, систем и сетей МГТУ ГА, автор более 150 научных работ, область научных интересов – аэронавигация.

Стратиенко Артем Николаевич, 1991 г.р., окончил МГТУ ГА (2014), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – аэронавигация.

УДК 004.89

НЕЧЕТКАЯ ОВЕРЛЕЙНАЯ МОДЕЛЬ УЧАЩЕГОСЯ В ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ОБУЧАЮЩЕЙ СИСТЕМЕ

Д.И. ПОПОВ, О.Ю. ЛАЗАРЕВА

Статья посвящена вопросам разработки модели учащегося для использования в интеллектуальной обучающей системе (ИОС), предназначенной для оценки компетенций учащихся вузов различных направлений обучения. Приводятся классификация и примеры различных моделей учащегося, выбирается и дорабатывается наиболее подходящая модель для оценки компетенций. Описывается динамическая оверлейная нечеткая модель знаний учащегося, опирающаяся на модель предметной области, основанную на понятии дидактической единицы. Приводятся формулы, схема и диаграммы.

Ключевые слова: интеллектуальная обучающая система, компетенции, оверлейная модель учащегося, дидактическая единица.

В настоящее время развитие информационных технологий привело к кардинальным изменениям в обществе, однако в образовательной сфере эти изменения только начались [18; 11; 9]. Актуальна разработка интеллектуальных обучающих систем [8], в частности, системы, удовлетворяющей требованиям Федерального государственного образовательного стандарта высшего профессионального образования третьего поколения, включающего понятие «компетенция» [10].

Интеллектуальная обучающая система (ИОС) – это система электронного обучения, включающая в себя элементы искусственного интеллекта и позволяющая решать задачи построения наиболее подходящей студенту последовательности изучения учебного курса, адаптации курса к знаниям или другим характеристикам студента, интеллектуального анализа решений, помощи в выполнении заданий и интеллектуального мониторинга процесса обучения [4].

В составе ИОС традиционно выделяют четыре составные части [13-15]: модель предметной области, модель учащегося, модуль обучения и пользовательский интерфейс.

В широком смысле под моделью учащегося понимают знания электронной обучающей системы об учащемся, используемые для организации процесса обучения [3]. Её можно рассматривать и как модель текущего состояния знаний и умений учащегося, и как идеальную модель знаний об учащемся, включающую знания о предметной области, типичных ошибках и когнитивных механизмах [7].

Существуют различные классификации моделей учащегося в электронных обучающих системах. Разные типы моделей могут включать такие параметры, как уровень знаний, психологические характеристики, скорость и стиль обучения, процент выполнения заданий, выбранные метод/стратегия обучения [2] и т.д.

Модель знаний учащегося определяет уровень знаний по изучаемому курсу или дисциплине [7]. Модели подразделяются на скалярную и оверлейную [1]. При использовании скалярной модели уровень знаний учащегося оценивается с использованием некоторой интегральной оценки, например, числом по балльной шкале.

Оверлейная модель, в свою очередь, позволяет отобразить, что именно знает и чего не знает обучаемый [7]. В ней знания учащегося представляют собой подмножество знаний эксперта, то есть модели предметной области. Причем степень освоения каждой из единиц знания может быть оценена булевым значением (то есть «знает» или «не знает»), процентным значением («на сколько знает») или вероятностным коэффициентом («какова вероятность, что знает»).

В зависимости от того, как определяются ошибки в знаниях учащегося, можно выделить модели, которые определяют, какие знания учащегося не верны; и модели, которые определяют, в чем они не верны [16].

Так как одной из задач ИОС является осуществление динамической адаптации учебного материала к уровню знаний учащегося, необходимо, чтобы в состав ИОС входила модель учащегося, отражающая имеющиеся и недостающие знания учащегося.

Разрабатываемая ИОС «Электронный учебный центр – вуз» является предметно-независимой, поэтому для ее построения выбрана динамическая оверлейная модель знаний учащегося. Ее использование позволит в каждый момент времени определять, какие единицы знания успешно освоены учеником. Определять, почему именно учащимся была допущена ошибка, и в чем она заключается (недостаток знаний, ошибочные знания, неверное использование знаний, случайные ошибки, умышленные ошибки), в задачи данной системы не входит, ввиду того, что логика рассуждения учащегося не может быть оторвана от предмета, поэтому ее реализация в предметно-независимой системе, в отличие от предметно-ориентированной, не целесообразна.

Модель учащегося, предназначенная для построения ИОС для оценки компетенций выпускников вузов, должна базироваться на модели предметной области ИОС. В модели предметной области можно выделить несколько уровней иерархии. В качестве минимальной структурной единицы учебного материала можно рассматривать дидактическую единицу (ДЕ) – логически самостоятельную часть учебного материала, например, понятие, теорию, закон и т.д. [5].

Каждому из уровней модели предметной области соответствует уровень модели знаний учащегося. Например, на нижнем уровне иерархии в ней располагается множество дидактических единиц (DUE – англ. Didactic Units in Expert model). Ему соответствует множество освоенных дидактических единиц модели знаний учащегося (DUS – англ. Didactic Units in Student model). С учетом того, что учащийся может не полностью знать какую-либо дидактическую единицу, используя теорию нечетких множеств, можно записать следующую формулу

$$DUS = \{(du, \mu_{DUS}(due)) | due \in DUE\}, \quad (1)$$

где DUS – нечеткое множество дидактических единиц модели знаний учащегося; DUE – множество дидактических единиц модели предметной области; due – элементы множества DUE ; $\mu_{DUS}(due)$ – функция принадлежности (характеристическая функция), указывающая в какой степени (мере) элемент due принадлежит нечеткому множеству DUS , при этом можно выделить три случая [12]:

1) $\mu_{DUS}(due) = 1$ означает полную принадлежность элемента due к нечеткому множеству DUS ($due \in DUS$), то есть учащийся полностью освоил данную дидактическую единицу;

2) $\mu_{DUS}(due) = 0$ означает отсутствие принадлежности элемента due к нечеткому множеству DUS ($due \notin DUS$), то есть учащийся вообще не освоил данную дидактическую единицу;

3) $0 < \mu_{DUS}(due) < 1$ означает частичную принадлежность элемента due к нечеткому множеству DUS , то есть учащийся освоил данную дидактическую единицу не полностью.

На рис. 1 приведен пример того, как выглядит радиальная диаграмма нечеткого множества DUS для восьми дидактических единиц, освоенных с разной степенью (значения степеней освоения приведены в табл. 1). DUS идеальное — это множество дидактических единиц модели знаний учащегося при их полном освоении (когда $\mu_{DUS}(due) = 1$ для всех дидактических единиц).

Таблица 1

Степени освоения дидактических единиц

ДЕ	1	2	3	4	5	6	7	8
Степень освоения	1	0,8	1	0,5	0,6	0,5	0,7	0,3

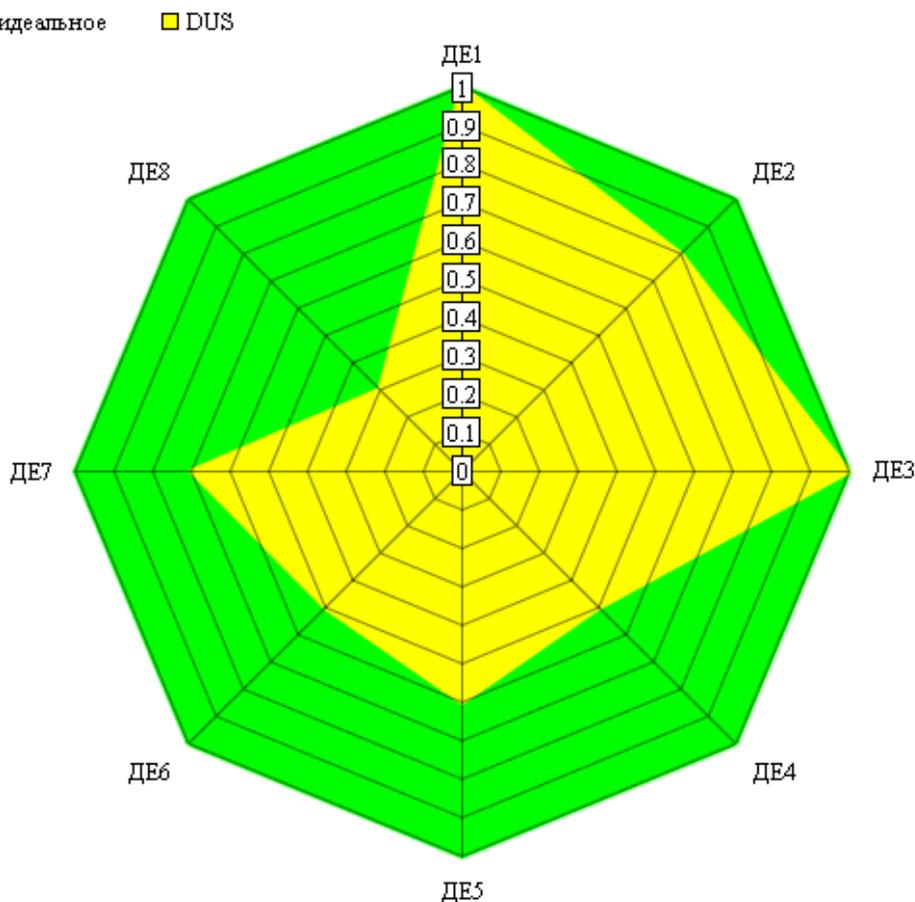


Рис. 1. Радиальная диаграмма нечеткого множества DUS

Степень освоения дидактической единицы рассчитывается исходя из того, как учащийся выполнил тестовые задания, лабораторные и практические работы, связанные с данной дидактической единицей. Если все задания, связанные с данной дидактической единицей, выполнены успешно, то считается, что $\mu_{DUS}(due) = 1$. В противном случае функция принадлежности может быть рассчитана по следующей формуле

$$\mu_{DUS}(due) = \sum_{i=1}^N q_i / N, \tag{2}$$

где $\mu_{DUS}(due)$ – функция принадлежности; i – номер задания (вопроса в тесте, практической или лабораторной работы), связанного с данной дидактической единицей; N – количество заданий для проверки данной дидактической единицы; q_i – результат выполнения i -го задания (равен 1, если задание успешно выполнено, и 0, если задание не выполнено или выполнено не верно).

Данная формула может быть усложнена весовыми коэффициентами для конкретных заданий или типов заданий (вопрос в тесте, лабораторная работа и т.д.).

Оценка степени освоения дисциплины в целом на основе информации о степени освоения дидактических единиц может производиться несколькими путями. В простейшем случае в ИОС по умолчанию задаются определённые параметры, одинаковые для всех дидактических единиц. Например, для всех due :

- ЕСЛИ ($\mu_{DUS}(due) < 0.5$), ТО $G =$ «не освоил»;
- ЕСЛИ ($0.5 \leq \mu_{DUS}(due) < 0.8$), ТО $G =$ «освоил частично»;
- ЕСЛИ ($0.8 \leq \mu_{DUS}(due) < 1$), ТО $G =$ «освоил достаточно»;
- ЕСЛИ ($\mu_{DUS}(due) = 1$), ТО $G =$ «освоил полностью»;

где G – степень освоения дисциплины.

Также указанные выше критерии оценки степени освоения дисциплины, то есть требуемые значения $\mu_{DUS}(due)$ могут быть заданы различными для каждой из дидактических единиц с помощью методов экспертных оценок. Так на рис. 2 приведена диаграмма критериев оценки степени освоения дисциплины, состоящей из восьми дидактических единиц.

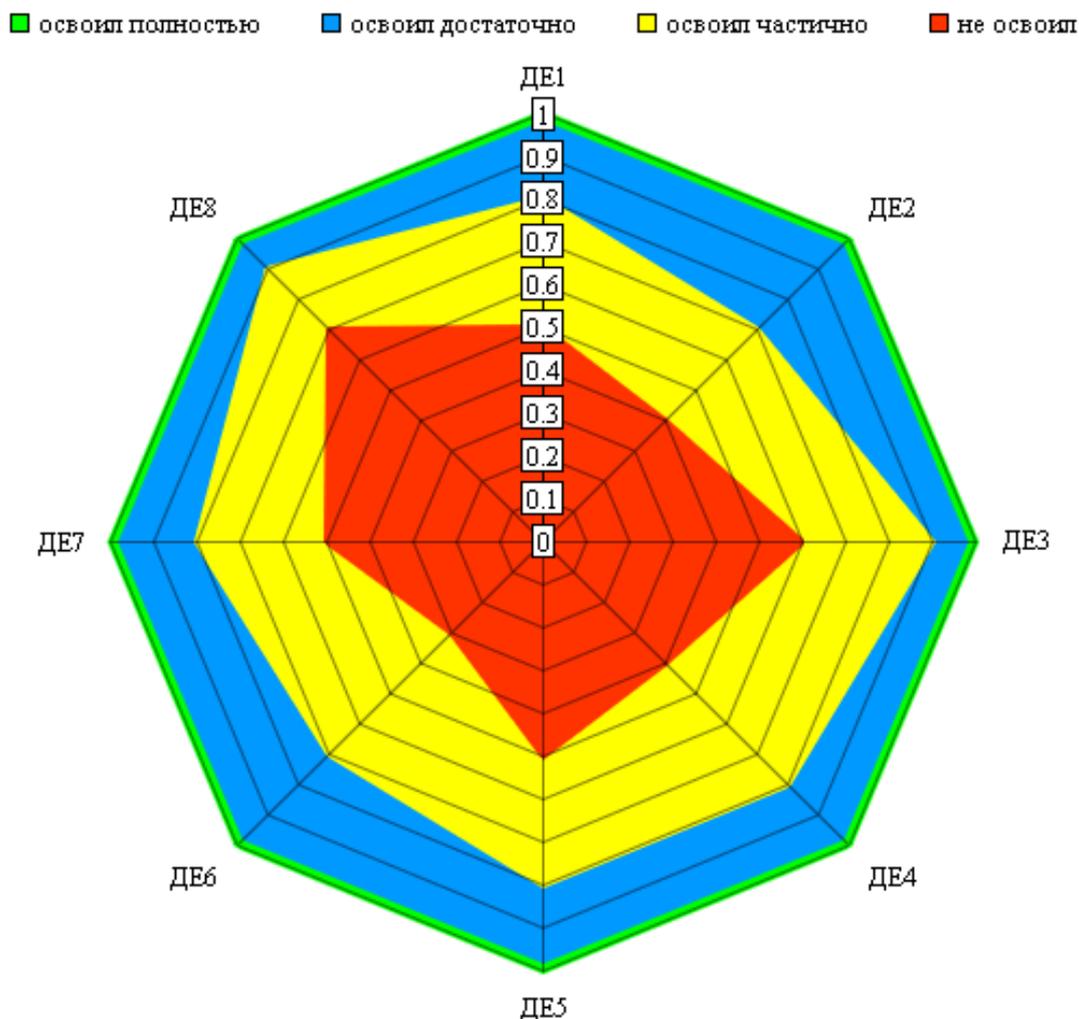


Рис. 2. Радиальная диаграмма критериев оценки степени освоения дисциплины

На диаграмме видны четыре зоны степени освоения: зона № 1 – «не освоил» (g_1); зона № 2 – «освоил частично» (g_2); зона № 3 – «освоил достаточно» (g_3); зона № 4 – «освоил полностью» (g_4).

В случае если степень освоения учащимся каждой из дидактических единиц попадает, например, в зону «освоил частично», то считается, что учащийся частично освоил всю дисциплину. Однако на практике степени усвоения учащимся дидактических единиц редко будут строго соответствовать одной из зон, чаще они будут попадать сразу в несколько зон, как на рис. 3.

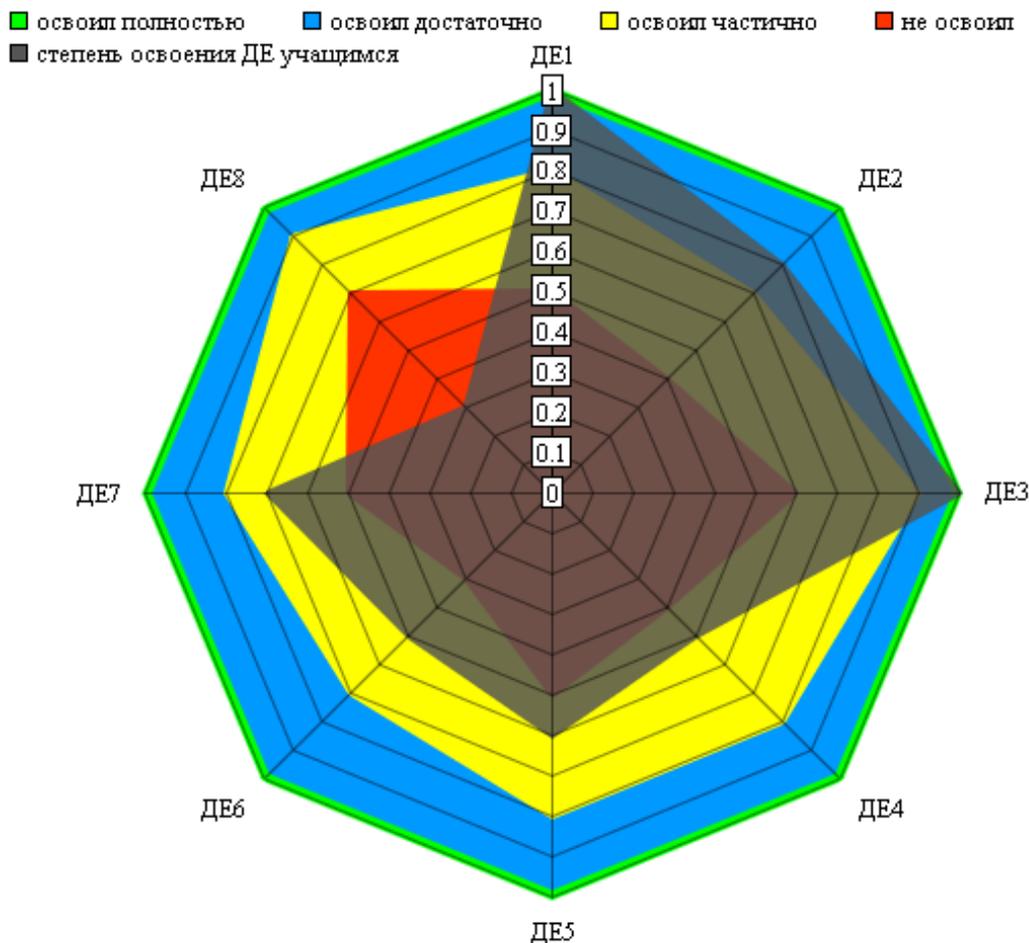


Рис. 3. Диаграмма степени освоения дисциплины учащимся

В данном примере учащийся дважды (ДЕ1 и ДЕ3) достиг наилучшего результата, то есть освоил эти дидактические единицы полностью. Один раз его результат попал в зону «освоил достаточно» (ДЕ2), четыре раза – в зону «освоил частично» (ДЕ4, ДЕ5, ДЕ6, ДЕ7) и один раз – в зону «не освоил» (ДЕ8). Основываясь на этом, можно рассчитать меры принадлежности (μ_i) степени освоения дисциплины учащимся четырём зонам:

1. Зона «не освоил» – $\mu_1 = 1/8 = 0,125$.
2. Зона «освоил частично» – $\mu_2 = 4/8 = 0,5$.
3. Зона «освоил достаточно» – $\mu_3 = 1/8 = 0,125$.
4. Зона «освоил полностью» – $\mu_4 = 2/8 = 0,25$.

Выбрав максимальное из полученных значений (μ_2), можно сделать вывод, что в данном примере ученик освоил данную дисциплину частично. Меры принадлежности (μ_i) степени освоения дисциплины учащимся четырём зонам могут быть рассчитаны по следующей формуле

$$\mu_i = Q_i / M, \tag{3}$$

где i – номер зоны (от 1 до 4); Q_i – количество дидактических единиц, степень освоения которых учащимся попадает в i -ю зону; M – количество дидактических единиц.

Зная меры принадлежности (μ_i), степень освоения дисциплины (G) можно определить следующим образом:

- ЕСЛИ ($\mu_1 = \text{MAX} (\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4)$), ТО ($G = \text{«не освоил»}$);
- ЕСЛИ ($\mu_2 = \text{MAX} (\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4)$), ТО ($G = \text{«освоил частично»}$);

ЕСЛИ ($\mu_3 = \text{MAX}(\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4)$), ТО ($G = \text{«освоил достаточно»}$);

ЕСЛИ ($\mu_4 = \text{MAX}(\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4)$), ТО ($G = \text{«освоил полностью»}$).

В общем виде эти определения можно записать следующим образом:

ЕСЛИ ($\mu_i = \text{MAX}(\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4)$), ТО ($G = g_i$).

Аналогичным образом можно оценить степень освоения компетенции на основе информации о степенях освоения каждой из дисциплин, её формирующих.

Помимо модели знаний в модели учащегося также следует сохранять информацию о его активности в системе. В одной из интеллектуальных обучающих систем под названием IDEAL особое внимание уделяется взаимодействию между системой и учащимся исходя из предположения, что учащиеся, активно работающие с системой, скорее достигнут положительных результатов [17]. Статистика об активности работы в системе (времени, датам и продолжительности изучения лекций, прохождения тестирований и т. д.) может использоваться для оценки добросовестности, ответственности, самостоятельности работы и скорости усвоения материала студентами, что, в свою очередь, может использоваться рекомендательной подсистемой ИОС или преподавателями вуза. Эта статистика может храниться в модели пользовательской активности учащегося и учитываться при оценке сформированности компетенций.

Таким образом, модель учащегося, состоящую из модели знаний учащегося и модели пользовательской активности учащегося, можно использовать не только для эффективной помощи студенту в процессе обучения, но и для наиболее полной оценки его знаний, умений, навыков, способности к обучению, умения использовать полученную информацию, личностных характеристик и т.д. Все это вместе составляет компетенции учащегося [6].

Адаптивность системы во многом зависит от известных сведений о знаниях учащегося, именно поэтому модель учащегося играет особую роль при разработке ИОС. Так как некоторые дидактические единицы изучаются в рамках нескольких дисциплин, имея информацию о том, насколько хорошо учащийся освоил ту или иную дидактическую единицу, можно в последующих курсах предоставлять ему информацию разных уровней сложности. Например, если учащийся не полностью освоил данную дидактическую единицу, можно сначала предоставить ему более простой вариант лекции, а в случае успешного прохождения учащимся тестирования – более сложный материал.

Использование предложенной динамической оверлейной нечеткой модели знаний учащегося позволяет определять степень освоения дидактических единиц, а также компетенций, благодаря связи между ними, дисциплинами, материалами курсов и дидактическими единицами. Таким образом, разрабатываемая интеллектуальная обучающая система «Электронный учебный центр – вуз», предназначенная для поддержки учебного процесса, контроля знаний и оценки компетенций учащихся в течение всего времени обучения в вузах различных направлений обучения, ориентирована на российскую систему высшего образования и Федеральный государственный образовательный стандарт высшего профессионального образования третьего поколения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Брусиловский П.Л. Построение и использование моделей обучаемого в интеллектуальных обучающих системах // *Техническая кибернетика*. 1992. № 5. С. 97-119.
2. Буль Е.Е. Сравнительный анализ моделей обучаемого / *Телематика'2003: труды X Всероссийской науч.-методич. конф.* СПб.: СПбГУ ИТМО, 2003. С. 362-364.
3. Коляда М.Г. Виды моделей, обучаемых в автоматизированных обучающих системах // *Искусственный интеллект*. 2008. № 2. С. 28-33.
4. Лазарева О.Ю. Использование SWI-Prolog в веб-ориентированной интеллектуальной обучающей системе / *Актуальные проблемы современной науки: сб. статей Международной науч.-практич. конф. (1 августа 2014 г., г. Уфа)*. Уфа: Аэтерна, 2014. С. 11-16.

5. Лазарева О.Ю. Когнитивная карта предметной области в интеллектуальной обучающей системе / *Научно-образовательная информационная среда XXI века: материалы VIII Международной науч.-практич. конф. (15-18 сентября 2014 года)*. Петрозаводск, 2014. С. 134-137.
6. Лазарева О.Ю. Профилирование пользователей в интеллектуальных обучающих системах / *Информационная среда вуза XXI века: материалы VII Международной науч.-практич. конф. (23-27 сентября 2013 года)*. Петрозаводск, 2013. С. 135-137.
7. Петрушин В.А. *Экспертно-обучающие системы*. К.: Наукова думка, 1992.
8. Попов Д.И. Проектирование интеллектуальных систем дистанционного образования // *Известия Южного федерального университета. Технические науки*. 2001. Т. 22. № 4. С. 325-332.
9. Попов Д.И., Демидов Д.Г. Адаптивная стратегия обучения персонала предприятий // *В мире научных открытий*. 2011. № 9. С. 65-71.
10. Попов Д.И., Комолова Т.И., Попова Е.Д., Якубовский К.И. Особенности формализации компетентностного подхода при обучении в области полиграфии и издательского дела // *Известия высших учебных заведений. Проблемы полиграфии и издательского дела*. 2013. № 3. С. 106-112.
11. Попов Д.И., Якубовский К.И., Демидов Д.Г. Нечеткая модель выбора тестовых заданий для аттестации персонала полиграфических предприятий // *Известия высших учебных заведений. Проблемы полиграфии и издательского дела*. 2014. № 3. С. 3-9.
12. Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л. *Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы* / пер. с польск. И.Д. Рудинского. М.: Горячая линия – Телеком, 2006.
13. Freedman R. What is an intelligent tutoring system? // *Intelligence*. 2000. № 11 (3). Pp. 15-16.
14. Mizoguchi R. Student Modeling in ITS // Chan, T.W., Self., J. (eds.) *Emerging Technologies in Education*. AACE. 1995. Pp. 35-48.
15. Nkambou R., Mizoguchi R., Bourdeau J. *Advances in intelligent tutoring systems*. Heidelberg: Springer. 2010. Pp. 1-11.
16. Nwana H.S. Intelligent tutoring systems: An overview // *Artificial Intelligence Review*. 1990. № 4 (4). Pp. 251-277.
17. Shang Y., Shi H., Ghen S. An Intelligent Distributed Environment for Active Learning // *ACM Journal on Educational Resources in Computing*. 2001. № 1 (2). Pp. 1-17.
18. Woolf B.P. *Building Intelligent Interactive Tutors: Student-centered strategies for revolutionizing e-learning*. Morgan Kaufmann, 2010.

THE FUZZY OVERLAY STUDENT MODEL IN AN INTELLIGENT TUTORING SYSTEM

Popov D.I., Lazareva O.Yu.

The article is devoted to the development of the student model for use in an intelligent tutoring system (ITS) designed for the evaluation of students' competencies in different Higher Education Facilities. There are classification and examples of the various student models, the most suitable for the evaluation of competencies is selected and finalized. The dynamic overlay fuzzy student model builded on the domain model based on the concept of didactic units is described in this work. The formulas, chart and diagrams are provided.

Keywords: intelligent tutoring system, competencies, overlay student model, didactic unit.

REFERENCES

1. Brusilovskij P.L. Postroenie i ispol'zovanie modelej obuchaemogo v intellektual'nykh obuchajushhikh sistemakh. *Tekhnicheskaja kibernetika*. 1992. № 5. Pp. 97-119. (In Russian).
2. Bul' E.E. Sravnitel'nyjj analiz modelej obuchaemogo. *Telematika'2003: trudy X Vserossijskoj nauchno-metodicheskoy konferencii*. SPb.: SPbGU ITMO. 2003. Pp. 362-364. (In Russian).
3. Koljada M.G. Vidy modelej, obuchaemykh v avtomatizirovannykh obuchajushhikh sistemakh. *Iskusstvennyjj intellekt*. 2008. № 2. Pp. 28 -33. (In Russian).
4. Lazareva O.Yu. Ispol'zovanie SWI-Prolog v veb-orientirovannoj intellektual'noj obuchajushhejj sisteme. *Aktual'nye problemy sovremennoj nauki: sbornik statejj Mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoy konferencii (1 avgusta 2014g, g. Ufa)*/ Ufa: Aehterna. 2014. Pp. 11-16. (In Russian).
5. Lazareva O.Yu. Kognitivnaja karta predmetnoj oblasti v intellektual'noj obuchajushhejj sisteme. *Nauchno-obrazovatel'naja informacionnaja sreda XXI veka: materialy VIII Mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoy konferencii (15-18 sentjabrja 2014 goda)*. Petrozavodsk. 2014. Pp. 134-137. (In Russian).

6. **Lazareva O.Yu.** Profilirovanie pol'zovatelej v intellektual'nykh obuchajushhikh sistemakh. *Informacionnaja sreda vuza XXI veka: materialy VII Mezhduнародной nauchno-prakticheskoy konferencii (23-27 sentjabrja 2013 goda)*. Petrozavodsk. 2013. Pp. 135-137. (In Russian).
7. **Petrushin V.A.** *Ehkspertno-obuchajushhie sistemy*. K.: Naukova dumka. 1992. (In Russian).
8. **Popov D.I.** Proektirovanie intellektual'nykh sistem distancionnogo obrazovanija. *Izvestija Juzhnogo federal'nogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*. 2001. T. 22. № 4. Pp. 325-332. (In Russian).
9. **Popov D.I., Demidov D.G.** Adaptivnaja strategija obuchenija personala predpriyatij. *V mire nauchnykh otkrytij*. 2011. № 9. Pp. 65-71. (In Russian).
10. **Popov D.I., Komolova T.I., Popova E.D., Jakubovskij K.I.** Osobennosti formalizacii kompetentnostnogo podkhoda pri obuchenii v oblasti poligrafii i izdatel'skogo dela. *Izvestija vysshikh uchebnykh zavedenij. Problemy poligrafii i izdatel'skogo dela*. 2013. № 3. Pp. 106-112. (In Russian).
11. **Popov D.I., Jakubovskij K.I., Demidov D.G.** Nechetkaja model' vybora testovykh zadaniij dlja attestacii personala poligraficheskikh predpriyatij. *Izvestija vysshikh uchebnykh zavedenij. Problemy poligrafii i izda-tel'skogo dela*. 2014. № 3. Pp. 3-9. (In Russian).
12. **Rutkovskaja D., Pilin'skij M., Rutkovskij L.** *Nejronnye seti, geneticheskie algoritmy i nechetkie sistemy*: per. s pol'sk. I.D. Rudinskogo. M.: Gorjachaja linija – Telekom. 2006. (In Russian).
13. **Freedman R.** What is an intelligent tutoring system? *Intelligence*. 2000. № 11 (3). Pp. 15-16.
14. **Mizoguchi R.** Student Modeling in ITS. Chan, T.W., Self., J. (eds.) *Emerging Technologies in Education*. AACE. 1995. Pp. 35-48.
15. **Nkambou R., Mizoguchi R., Bourdeau J.** *Advances in intelligent tutoring systems*. Heidelberg: Springer. 2010. Pp. 1-11.
16. **Nwana H.S.** Intelligent tutoring systems: An overview. *Artificial Intelligence Review*. 1990. № 4 (4). Pp. 251-277.
17. **Shang Y., Shi H., Ghen S.** An Intelligent Distributed Environment for Active Learning. *ACM Journal on Educational Resources in Computing*. 2001. № 1 (2). Pp. 1-17.
18. **Woolf B.P.** *Building Intelligent Interactive Tutors: Student-centered strategies for revolutionizing e-learning*. Morgan Kaufmann. 2010.

Сведения об авторах

Попов Дмитрий Иванович, 1971 г.р., окончил ТРТИ (1993), профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой информатики и информационных технологий МГУП им. Ивана Федорова, автор более 130 научных работ, область научных интересов – интеллектуальные системы дистанционного образования и тестирования, автоматизация и управление процессами аттестации персонала предприятий и учащихся учебных заведений, Интернет-технологии, математическое и программное обеспечение ЭВМ и сетей.

Лазарева Ольга Юрьевна, окончила МГУП им. Ивана Федорова (2012), аспирантка МГУП им. Ивана Федорова, автор 8 научных работ, область научных интересов – интеллектуальные обучающие системы, системы управления обучением, Web-технологии.

УДК 656.7

ФОРМИРОВАНИЕ МНОГОУРОВНЕВОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ СРЕДЫ ДЛЯ СИСТЕМНОГО ВНЕДРЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРОФЕССИОНАЛЬНОЕ ОБРАЗОВАНИЕ НА АВИАПРЕДПРИЯТИЯХ

К.С. ЕРМАКОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Елисовым Л.Н.

Проблема управления развитием кадрового потенциала авиапредприятий является особенно актуальной для нынешнего этапа развития национальной экономики, поскольку создание на научной основе информационной образовательной среды авиапредприятия необходимо для стабилизации и последующего развития авиационной отрасли.

Ключевые слова: информационная образовательная среда авиапредприятия, внедрение информационных технологий (ИТ).

Возможности, которые в настоящее время предоставляют ИТ, смогут использовать только те специалисты, которые обладают необходимой компетентностью, позволяющей ориентироваться в новом информационном пространстве. Важно не только использовать те или иные средства ИТ, но и внести изменения в содержание образовательного процесса с учетом новых возможностей профессионально-образовательной среды, которая становится информационно-образовательной, об овладении информационной культурой как высшей степени проявления профессиональной образованности. По этой причине функционирование любой модели с использованием ИТ, реализуемой на авиапредприятии, без учета свойств и особенностей информационной среды не обеспечит требуемой эффективности при выполнении поставленных задач.

В последние годы в научных работах, посвященных понятийному аппарату информатизации образования, широко обсуждаются такие термины, как «информационная среда», «образовательная среда», «образовательное пространство», «информационная среда», «информационно-образовательная среда», «информационно-образовательное пространство». В настоящее время существует несколько подходов к трактовке этих понятий, причем довольно часто термин «образовательное пространство» связывают с термином «образовательная среда».

Термины «пространство» и «среда» можно считать исходными и для объяснения понятий «информационное пространство», «образовательная среда», «информационная среда». Несмотря на значительные расхождения, общим в этих понятиях является то, что под ними подразумеваются системные совокупности, обеспечивающие организацию образовательного процесса на базе ИТ.

Встречаются следующие определения:

– информационная среда предприятия - это одна из сторон его деятельности, включающая в себя организационно-методические средства, совокупность технических и программных средств хранения, обработки, передачи информации, обеспечивающую оперативный доступ к информации и осуществляющую в том числе и образовательные коммуникации;

– информационная среда как часть информационного пространства - ближайшее внешнее по отношению к индивиду информационное окружение, совокупность условий, в которых непосредственно протекает деятельность индивида;

– изучение информационной среды происходило в самых различных аспектах, среди которых можно выделить три основных: информационная среда как деятельность - человек является участником коммуникационного процесса, в центр ставится его способность представить личное знание в той форме, в какой оно может быть передано и, восприняв информацию, вновь превратить ее в свое личное знание;

– информационная среда как система исторически сложившихся форм коммуникации;

– информационная среда как информационная инфраструктура, созданная обществом для осуществления коммуникативной деятельности в масштабах, соответствующих уровню развития этого общества (издательства, библиотеки, информационные центры, банки данных, средства массовой информации и т.п.).

В то же время следует отделять информационную среду от информационного пространства. Не покидая одного информационного пространства, человек может переходить из одной информационной среды в другую (при смене профессии, рода занятий, увлечений, перехода на новую ступень обучения). Одновременно индивид может находиться в нескольких разнородных информационных средах, которые будут восприниматься как единое целое (информационная среда вуза, авиапредприятия, информационная среда виртуальной реальности). Характерной чертой любой информационной среды является наличие информации, что само по себе не гарантирует эффективность пребывания человека в среде, поскольку в данном случае большее значение имеет наличие навыков работы с информацией, которые необходимо вырабатывать в процессе обучения и профессиональной деятельности.

Информационная среда образуется отдельной группой людей, в то время как информационное пространство создается в результате жизнедеятельности всего человечества и достаточно консервативно к изменениям. В формировании информационной среды учебной деятельности, как правило, участвуют: преподаватель/методист - определяет содержание программы курса, выбор учебной литературы, методы преподавания, стиль общения и т.д.; педагогический коллектив учебного заведения или руководство авиапредприятия - устанавливает общие требования к обучающимся (работникам), форму взаимоотношений педагогического коллектива (руководства предприятия) и обучающихся (работников) и т.д.; государство как общественный институт - определяет материальное обеспечение образования в целом, социальный заказ на формирование той или иной системы знаний и взглядов, также специфические требования к знаниям и компетенциям работников определенных отраслей производства.

Образовательная среда - широкое, многогранное понятие. В современной литературе встречается большое количество определений, раскрывающих сущность данного понятия с различных сторон:

– система ключевых факторов, определяющих образование и развитие человека: люди, которые влияют на образовательные процессы; общественно-политический строй страны; природная и социокультурная среда (включая культуру педагогической среды); средства массовой информации; случайные события [1];

– часть социокультурного пространства, зона взаимодействия образовательных систем, их элементов, образовательного материала и субъектов образовательных процессов [2];

– предметно-пространственное окружение обучающегося, в котором он осуществляет свою учебную деятельность, расширенное за счет информационной среды [3];

– система влияний и условий формирования личности по заданному образцу, а также возможностей для её развития, содержащихся в социальном и пространственно-предметном окружении [4];

– микромир, микромодель человеческой культуры, средство для актуализации внутреннего мира обучающегося; любое подлинное культурное пространство по сути своей неисчерпаемо, в нем возможно бесконечное количество различных образовательных

траекторий с бесконечно разнообразными результатами [5];

– совокупность всех возможностей обучения и развития личности как позитивных, так и негативных;

– совокупность социальных, культурных, а также специально организованных в образовательном учреждении психолого-педагогических условий, в результате взаимодействия которых с индивидом происходит становление личности [1].

Итак, под образовательной средой мы будем понимать систему влияний и условий формирования личности по задаваемому образцу, а также возможностей для ее развития, содержащихся в социальном и пространственно-предметном окружении [4; 6].

В качестве развития понятия «образовательная среда» исследователи рассматривают и новые термины:

«развивающая образовательная среда» - среда, обеспечивающая открытость, динамичность и вариативность содержания, форм и методов творческой деятельности; дифференцированный индивидуальный творческий подход к личности [7];

«вероятностная образовательная среда» - своего рода микромодель культуры, важнейшей чертой которой является ее принципиальная избыточность по отношению к тем или иным конкретным учебным целям и задачам. И потому в эту среду можно погружаться, по ней можно путешествовать, её можно изучать, но её принципиально нельзя "до конца" освоить [5].

Достаточно широко в настоящее время распространён термин «информационно-образовательная среда». Согласно Концепции создания и развития системы дистанционного образования в России информационно-образовательная среда - «... системно-организованная совокупность средств передачи данных, информационных ресурсов, протоколов взаимодействия, аппаратно-программного и организационно-методического обеспечения, ориентированную на удовлетворение образовательных потребностей пользователей» [8].

Итак, с учетом вопросов организации образовательного процесса под информационно-образовательной средой понимается:

- системно организованная совокупность информационного, технического, учебно-методического обеспечения, неразрывно связанная с человеком как субъектом образовательного процесса;

- педагогическая система (ПС) плюс ее обеспечение, т.е. подсистемы финансово-экономическая, материально-техническая, нормативно-правовая и маркетинговая, менеджмента [9];

- системно организованная совокупность ОУ и органов управления, банков данных, локальных и глобальных информационных сетей, книжных фондов библиотек, система их предметно-тематической, функциональной и территориальной адресации и нормативных документов, а также совокупность средств передачи данных, информационных ресурсов, протоколов взаимодействия, аппаратно-программного и организационно-методического обеспечения, реализующих образовательную деятельность [9].

Информационно-образовательная среда профессионального образования строится с помощью интеграции информации на традиционных и электронных носителях, ИКТ взаимодействия, включает виртуальные библиотеки, распределенные БД, учебно-методические комплексы и расширенный аппарат дидактики [10].

Перечисленные определения с достаточной точностью охватывают характерные особенности той среды, которую авторы обозначают термином «информационно-образовательная», в которой образовательная среда естественным образом интегрируется с новыми возможностями, полученными в результате использования ИКТ. Однако на наш взгляд представляется вполне обоснованным переход от термина «информационно-образовательная среда» к понятию «информационная образовательная среда». В этой связи термин «информационная образовательная среда» (ИОС), обозначающий образовательную среду, базирующуюся на широком использовании ИКТ, более логичен. Таким образом, ИОС

предоставляет субъектам образовательного процесса дополнительный компонент - информационную инфраструктуру, позволяющую осуществлять образовательный процесс как в ходе коммуникативной деятельности, так и на основе саморазвития.

В соответствии с рассмотренными положениями, мы определили понятие «информационная образовательная среда» следующим образом: информационная образовательная среда авиапредприятия - это открытая обучающая система, аккумулирующая все виды ресурсов и компонентов системы ПО, обучающихся и методические кадры, управляющими элементами которой являются целевые установки общества и потребителей образовательных услуг.

В понятие ИОС также включены следующие условия, обеспечивающие переподготовку и повышение квалификации слушателей: наличие системы средств «общения» с общечеловеческой культурой, предназначенной для хранения, структурирования и представления накопленного знания, а также для его передачи, переработки и обогащения; наличие системы самостоятельных работ по работе с информацией; наличие интенсивных связей между участниками образовательного процесса.

Таким образом, ИОС может складываться из следующих компонентов: интеллектуальных, культурных, административных, программно-методических, материально-технических ресурсов, содержащих знания и технологии работы с ними, зафиксированные на соответствующих носителях информации; организационные структуры, обеспечивающие функционирование и развитие ИОС в ходе образовательного процесса; коммуникационные средства, обеспечивающие взаимодействие субъектов образовательного процесса и доступ к ресурсам ИОС на основе соответствующих ИКТ (рис. 1).

Для успешного формирования ИОС авиапредприятия имеются достаточные предпосылки, основанные на теоретических и экспериментальных исследованиях по формированию образовательной среды вузов и других учебных заведений на базе ИКТ. С одной стороны, это научно-практические разработки по созданию образовательных сред для системы открытого и дистанционного образования, с другой - теоретико-методологические исследования и обоснования условий формирования гуманитарных образовательных сред.

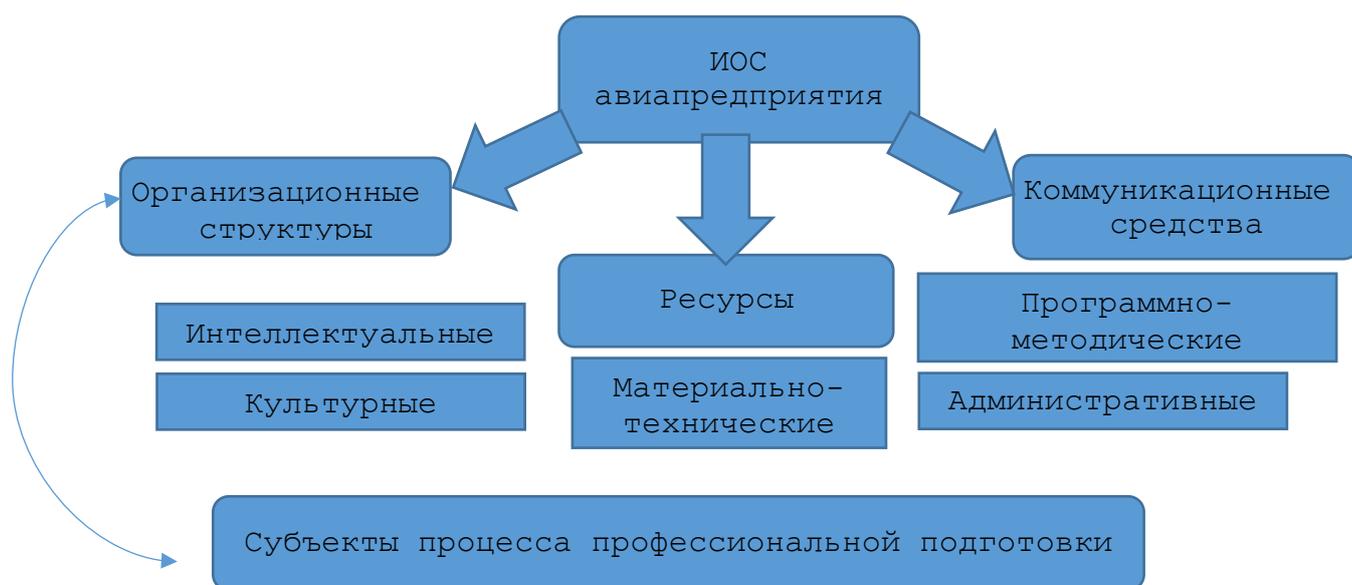


Рис. 1. Компонентное представление информационной образовательной среды авиапредприятия

Определим основные теоретико-методологические положения, на которых должно основываться проектирование ИОС:

- интеграция - процесс самовозрастания знания в сознании, условия для которого создаются руководителями-организаторами, тьюторами, модераторами. Интеграция осуществляется в образовательной системе, состоящей из трех основных компонентов: сознания слушателя, множества учебных и методических текстов и интеграционных механизмов. Организация образовательной системы определяется принципами единства интеграции и дифференциации, антропоцентризма, культуросообразности. Интеграция - это не только слияние в одном курсе элементов разных учебных предметов, курсов, дисциплин, но прежде всего процесс интеграции сознания и знания, соединение разных текстов в сознании обучающегося, приводящее к формированию понятийных и смыслообразующих структур [11];

- образовательная система может функционировать в знаниево-репродуктивном и личностно-развивающем режиме. Если знание объективное и новое, то система может работать только в репродуктивном режиме. В развивающей системе обучающийся предметно работает со знанием, которое уже находится в его сознании. Учебное действие составляет структурную единицу развивающего обучения;

- учебный предмет - интегрированная и дифференцированная система. Степень семиотической неоднородности одного и того же учебного предмета может меняться, в зависимости от этого работа по предмету будет проводиться в репродуктивном или развивающем режиме;

- высшая степень внутрисистемной интеграции и дифференциации достигается в образовательном пространстве. В сфере образования существуют локальное, или малое, образовательное пространство и мета, или большое, образовательное пространство;

- локальное пространство строится на проблемной основе как учебная задача. Оно представляет собой систему развивающего типа, обучение в которой направлено на формирование теоретического понятия о некотором значимом явлении. Выстраивание понятия в ментальном опыте слушателя достигается посредством представления знания в разных знаковых системах и созданием условий для перевода слушателем знания с одного учебного языка на другие.

Анализ и обобщение результатов проведенных исследований и данных положений позволил сформулировать систему принципов, характеризующих закономерности формирования и развития ИОС при непосредственном участии субъектов образовательного процесса.

Исходя из результатов проведенного анализа, обеспечение современных запросов субъектов образовательного процесса может быть достигнуто при условии формирования ИОС на принципах открытости, масштабируемости и адаптируемости структуры и содержания, интегративности, нелинейности, структурированной избыточности (рис. 2).

Принцип открытости ИОС являлся одним из основополагающих, так как именно взаимодействие с внешним окружением служило залогом развития среды, определяя формирование в ней новых структур, что обеспечивалось соблюдением принципов масштабируемости и гибкости структуры, создающих дополнительные возможности для воздействий внешней среды [12; 13; 14; 15; 16].

Принцип масштабируемости и адаптируемости предполагал возможность расширения созданной ИОС без ее существенной перестройки и нарушения функциональности, при этом такие изменения определялись необходимыми требованиями внешней среды и задачами,

решаемыми ИОС. Действием этих принципов, наряду с принципом открытости определялось влияние внешних воздействий на ИОС, создание предпосылок для изменений сложившейся образовательной системы за счет изменений ИОС, развитие субъектов образовательного процесса. Только открытая развивающаяся информационная среда может стать средой образовательной.

Принцип интегративности, касающийся содержательного и деятельностного компонентов ИОС, а также используемых ИКТ, позволил перейти от «предметного» восприятия мира к постижению обучаемыми целостной картины благодаря связям между компонентами ИОС, от эпизодического, ситуативного к комплексному использованию программных средств, обусловил возможность оптимального подбора образовательных ресурсов для развития компетенций каждого слушателя.

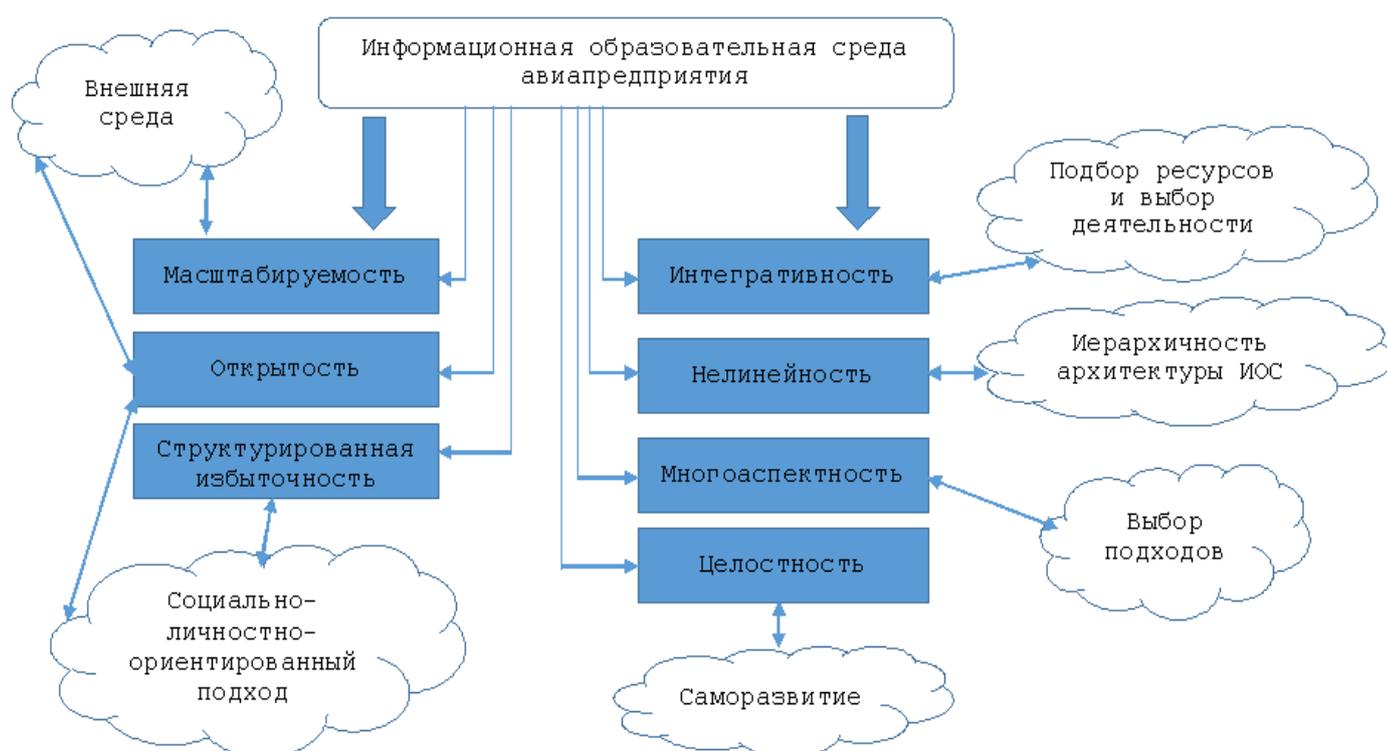


Рис. 2. Принципы формирования информационной образовательной среды авиапредприятия

Принцип нелинейности ИОС предполагал иерархичность и многоуровневость ее архитектуры и разнообразие информационных воздействий между компонентами среды, позволяя при этом на основе принципа интегративности избежать узкодисциплинарного подхода; жесткого разграничения дисциплин и фрагментарности видения реальности.

Принцип целостности важен при выборе общего подхода к формированию образовательной среды авиапредприятия как целостного явления, подчиненного задаче создания условий для целостного восприятия обучающимися всех аспектов своей профессиональной деятельности. Представляя ИОС как совокупность компонентов, необходимо отметить, что каждый компонент содержит не только соответствующую информацию, дающую представление об образовательном процессе как целостности, раскрывающей внутренние возможности авиаспециалиста, но и информацию о развитии соответ-

ствующего компонента. Только в этом случае модель образовательной среды, построенная на основе этого принципа, будет обладать способностью к саморазвитию.

Принцип многоаспектности предполагал, что каждый компонент модели ИОС содержит широкий спектр информации, создающий у обучающегося полное представление о различных подходах к рассмотрению как образовательного процесса в целом, так и содержания образовательных областей.

Принцип структурированной избыточности обеспечил развивающие возможности ИОС, а наряду с принципом открытости - реализацию социально-лично-ориентированного образовательного процесса на основе информационно образовательных технологий.

Ресурсная избыточность ИОС являлась динамической характеристикой, изменение которой определялось внешними воздействиями и деятельностью субъектов образовательного процесса: развитие ИОС влияло на изменение содержания и форм деятельности обучаемых и методистов, и наоборот, ИОС развивалась благодаря активным созидательным процессам, в которые были вовлечены и методисты, и обучаемые. Кроме того, принцип избыточности предполагал, что в любом компоненте ИОС заложена заведомо избыточная информация, используемая при моделировании реальных ситуаций, с которыми слушатели сталкиваются или столкнутся в профессиональной деятельности. Таким образом, создавались предпосылки для выбора обучающимся информации, необходимой ему для решения поставленной задачи.

Итак, информационная образовательная среда - это целеустремленная, самоорганизующая целостность, выделение компонентов которой, их обособленное концептуальное рассмотрение возможно только на этапе проектирования. На данном этапе не следует забывать о взаимосвязи и взаимообусловленности основных частей информационной образовательной среды.

В своем исследовании мы использовали следующую последовательность проектирования ИОС авиапредприятия: описание исходного и конечного состояния объекта проектирования и их сравнение; задание основных направлений создания ИОС; описание концептуальных основ проектирования ИОС; развитие концептуальных основ путем детальной разработки каждой из структурных составляющих информационной образовательной среды; анализ основных факторов, влияющих на эффективность функционирования ИОС; экспертная оценка и экспериментальная проверка полученного проекта; коррекция, доработка проекта ИОС, новая оценка и проверка при необходимости.

При этом, как показала практика, общая логика исследования изменяется в незначительной степени, если некоторые из данных пунктов в ходе работы будут объединены, а некоторые, наоборот, - расширены или выполнены параллельно (рис. 3).

Но одного знания и соблюдения определенной последовательности недостаточно, обязательно следует учесть ряд факторов при проектировании ИОС. С одной стороны, ИОС как целостное развивающееся и самоорганизующееся начало сама выступает в качестве средства многофакторной детерминации саморазвития личности обучающихся, как генеральный фактор профессионального образования, фактор стабильности и преемственности культуры. С другой стороны, эффективность функционирования ИОС зависит от целого ряда факторов, которые могут быть разделены на две группы:

- объективные факторы - сложившаяся культурная традиция, особенности законодательства, особенности страны (региона) и др.;
- субъективные факторы - мировоззрение, ценностные ориентации, уровень самоорганизации обучающихся, степень учебной активности, мотивация, профессиональная направленность и цели, уровень организации и степень креативности процесса переподготовки и повышения квалификации, степень гуманизации и индивидуализации образования,

сформированность индивидуального стиля познавательной деятельности, обеспеченность образовательного процесса ИКТ и обоснованный уровень их использования, степень развития информационной культуры субъектов образования.



Рис. 3. Последовательность проектирования информационной образовательной среды авиапредприятия

На объективные факторы повлиять невозможно, однако степень учёта субъективных факторов при проектировании ИОС определяет её эффективность.

Проведенный нами анализ показал низкий уровень эффективности использования средств ИКТ и информационного образовательного контента в интересах работников и авиапредприятий. Во многом это объясняется отсутствием перехода от традиционных методов обучения к практическому внедрению современных методик, основанных на использовании средств ИКТ и возможностей образовательного сегмента Интернета, отсутствием планового и непрерывного развития на основе ИКТ учебно-методического обеспечения подготовки работников. Это обстоятельство определило необходимость перехода к проектированию ИОС для авиапредприятий с учетом положений, принципов и последовательности, рассмотренных выше.

На первое место нами была поставлена необходимость совершенствования форм и технологий профессионального образования путем разработки эффективных решений органи-

зации образовательного процесса на основе развития инфраструктуры единого образовательного информационного пространства, формирования информационных образовательных систем, использования технологий сетевого взаимодействия обучающихся и методистов, направленных на создание условий доступности и качества образовательных услуг. Интеграция современных технологий обучения и перспективных ИТ-решений в системе профессионального образования наиболее эффективна в рамках единого образовательного пространства и означает перестройку содержания и организационных форм учебной деятельности, разработку средств информационно-технологической поддержки и развития учебного процесса, а в конечном счете - модернизацию профессионального образования (ПО) на авиапредприятии.

Мы представили информационную образовательную среду (ИОС) в виде совокупности разноуровневых сред: первый уровень - уровень образовательных порталов отдельных департаментов системы ПО, связанных между собой; второй - уровень авиапредприятия; третий - уровень регулирующего органа в области ПО; четвертый уровень - индивидуальный уровень обучающегося слушателя (рис. 4).

На первом уровне формируются и развиваются подсистемы в составе: образовательных порталов и виртуальных представительств департаментов авиапредприятия, глобальные электронные каталоги и специализированные информационно-поисковые системы, электронные библиотечные каталоги библиотек авиапредприятия, средства доступа к ним. Ресурсы второго уровня (специализированного) дополняют первый уровень за счет наработок и технологий, применяемых в авиапредприятии, каталогов и электронных ресурсов, каталогов отдельных библиотек, специализированных информационно-поисковых систем, систем удаленной доставки. Ресурсы второго уровня включают средства поддержки коллективной деятельности обучающихся разных департаментов, хранения и доставки электронных образовательных ресурсов; системы навигации и поиска ресурсов среды; обучающие, тренировочные и контролирующие программные средства; электронные интерактивные справочные средства (словари и энциклопедии, глоссарии, БД). Третий уровень (дополнительный) включает ресурсы регулирующего органа в сфере профессионального авиационного образования. Четвертый уровень (индивидуальный) - уровень, формируемый в ходе учебно-познавательной и профессиональной деятельности каждого слушателя, проходящего обучение на авиапредприятии, данный уровень - совокупность личных ИОС каждого обучающегося. Преимущество многоуровневой структуры ИОС в том, что она позволяет отнести любую конкретную задачу использования ИКТ к одной из четырех групп. При этом каждая задача, ассоциируясь только с одним из четырех уровней, может рассматриваться более или менее независимо от остальных, что позволяет принимать решения для одного уровня, не вызывая конфликтов с другими. Эти структуры и уровни являются открытыми. При этом структуры второго и третьего уровня могут выглядеть менее открытыми, так как они замкнуты на организации и их организационные структуры, кадры, возможности.

Реализацией такой концепции является создание в рамках авиапредприятия сетевой информационной системы обучения на базе специализированных программно-инструментальных средств и образовательного контента, которую мы определили как информационно-ресурсную или контентную виртуальную среду обучения. Такая интегрированная среда обучения представила собой основу сетевого взаимодействия и интерактивного общения субъектов образовательного процесса, прежде всего методистов-тьюторов и обучающихся. В этом случае ИОС явилась инструментом подготовки и проведения занятий,

создания цифровых учебных материалов с обеспечением свободного гарантированного доступа обучающихся к образовательным ресурсам и сетевым образовательным услугам.

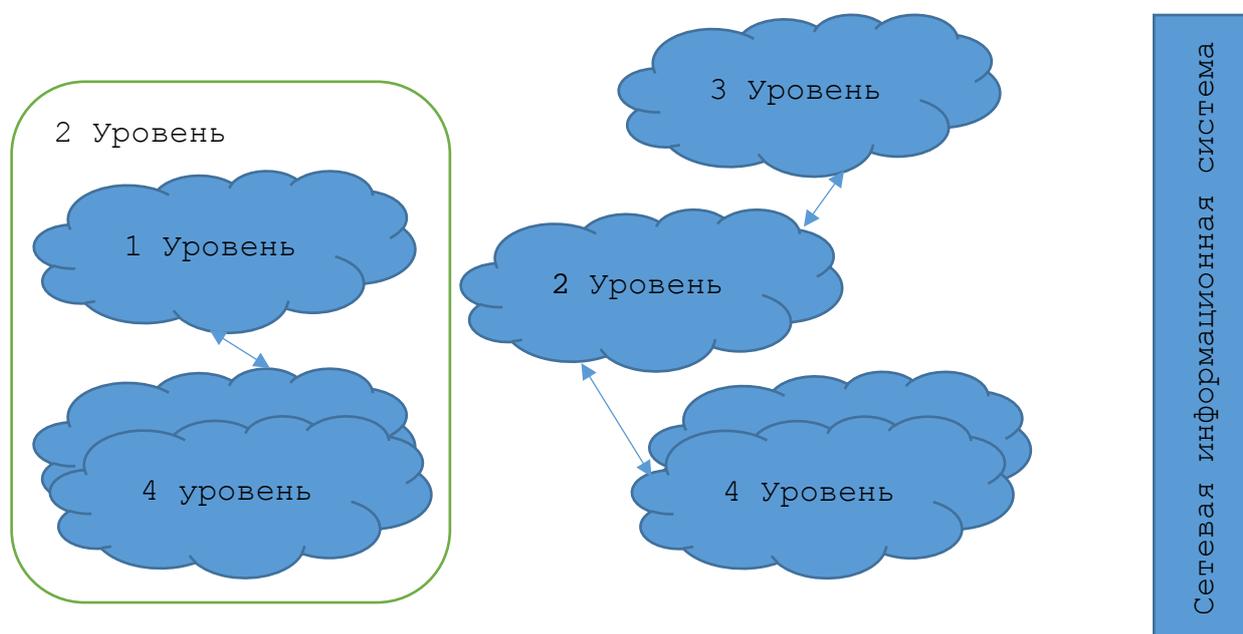


Рис. 4. Многоуровневая организация информационной образовательной среды авиапредприятия

С учетом роли ИКТ и информатизации профессионального образования совершенствование ИОС на рассмотренных принципах и подходах обеспечит необходимые условия для формирования и развития информационной культуры всех участников образовательного процесса на авиапредприятии в общекультурном, гуманитарном контексте. В этом случае можно будет ожидать, что активное внедрение ИКТ будет способствовать достижению основной цели модернизации деятельности авиапредприятия - улучшению качества обучения, переподготовки и повышения квалификации работников, увеличению доступности профессионального образования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кулюткин Ю.А. *Образовательная среда и развитие личности*. [Электронный ресурс] URL: http://www.znanie.org/gurnal/nl_01/obraz_sreda.html (обращение 05.03.2015).
2. Дрофа В.М. *Образовательная среда как объект управления*. [Электронный ресурс] URL: http://ooipkro.nm.ru/Text/tlO_72.html (обращение 05.03.2015).
3. Демидов А.В. *Использование Интернет-технологий для самоорганизации педагогического процесса*. [Электронный ресурс] URL: [http:// relam.samara.ru/thesis/asp?conf=2&start=1&ord=f&sid=0&spid=64](http://relam.samara.ru/thesis/asp?conf=2&start=1&ord=f&sid=0&spid=64) (обращение 05.03.2015).
4. Ясвин В.А. *Образовательная среда: от моделирования к проектированию*. М.: Смысл, 2001. 365 с.
5. Лобок А.М. *Вероятностное образование в вопросах и ответах*. [Электронный ресурс] URL: <http://www.veol.ru/vosophiaconc.php?id=3> (обращение 05.03.2015).
6. Ясвин В.А. Психологическое моделирование образовательных сред // *Психологический журнал*. 2000. Т. 21. №4. С. 79-88.

7. **Гончарова Т.В.** *Повышение интереса к творческой деятельности как необходимое условие развития гармоничной личности будущего.* [Электронный ресурс] URL: <http://masu.m/masu/science/obrazxxi/82.html>, свободный (обращение 05.03.2015).
8. *Концепция создания и развития системы дистанционного образования в России.* М., 1995. 20 с.
9. **Тихомиров В.П.** Организация виртуальной образовательной среды системы открытого образования: *Отчет о НИР* / В.П. Тихомиров, Л.Г. Титарев, А.А. Андреев и др. М.: МЭСИ, 2001.
10. **Тихомиров В.П.** *Среда Интернет-обучения системы образования России.* / В.П. Тихомиров, В.И. Солдаткин, С.Л. Лобачев. М.: МЭСИ, 2000. 318 с.
11. **Данилюк А.Я.** *Теоретико-методологические основы проектирования интегральных гуманитарных образовательных пространств.* Автореф. дис. ... д-ра пед. наук. М., 2001. 20с.
12. **Капица С.П.** *Синергетика и прогнозы будущего.* / С.П. Капица, С.П. Курдюмов, Г.Г. Малинецкий. М.: Наука, 1997. 223 с.
13. **Курдюмов С.П.** *Синергетика - теория самоорганизации. Идеи, методы, перспективы.* / С.П. Курдюмов, Г.Г. Малинецкий. М.: Знание, 1983. 64 с.
14. **Моисеев Н. Н.** *Человек и ноосфера.* М.: Молодая гвардия, 1990. 352 с.
15. **Пригожий И.** *Порядок из хаоса: Новый диалог человека с природой.* / И. Пригожий, И. Стенгерс. М.: Прогресс, 1986. 431 с.
16. **Хаген Г.** *Синергетика.* М.: Мир, 1980. 404 с.

FORMATION OF MULTILEVEL INFORMATION EDUCATIONAL ENVIRONMENT FOR SYSTEMATIC INTRODUCTION OF INFORMATION TECHNOLOGY IN PROFESSIONAL EDUCATION ON THE AVIATION ENTERPRISES

Ermakov K.S.

The problem of management of development of personnel potential airline is particularly relevant to the current stage of development of the national economy, as the creation of science-based information educational environment of the airline needed for stabilization and further development of the aviation industry.

Keywords: information educational environment of the airline, the implementation of information technologies.

REFERENCES

1. **Kulyutkin Yu.A.** *Образовательная среда и развитие личности.* http://www.znanie.org/gurnal/nl_01/obraz_sreda.html (accessed 05.03.2015).
2. **Drofa V.M.** *Образовательная среда как объект управления.* http://ooipkro.nm.ru/Text/tlO_72.html (accessed 05.03.2015).
3. **Demidov A.V.** *Ispolzovaniye Internet-tekhnology dlya samoorganizatsii pedagogicheskogo protsessa.* <http://relam.samara.ru/thesis/asp?conf=2&start=1&ord=f&sid=0&spid=64> (accessed 05.03.2015).
4. **Yasvin V.A.** *Образовательная среда: от моделирования к проектированию.* М., Smysl, 2001. 365 p.
5. **Lobok A.M.** *Veroyatnostnoye obrazovaniye v voprosakh i otvetakh.* <http://www.veol.ru/vosophiaconc.php?id=3> (accessed 05.03.2015).
6. **Yasvin V.A.** *Psikhologicheskoye modelirovaniye obrazovatelnykh sred.* *Psikhologichesky zhurnal.* 2000. № 4. Pp. 79-88.
7. **Goncharova T.V.** *Povysheniye interesa k tvorcheskoy deyatel'nosti kak neobkhodimoye usloviye razvitiya garmonichnoy lichnosti budushchego.* <http://masu.m/masu/science/obrazxxi/82.html> (accessed 05.03.2015).
8. *Kontseptsiya sozdaniya i razvitiya sistemy distantsionnogo obrazovaniya v Rossii.* М., 1995. 20 p.
9. **Tikhomirov V.P.** *Organizatsiya virtualnoy obrazovatelnoy sredy sistemy otkrytogo obrazovaniya: Otchet o NIR.* М., MESI, 2001.
10. **Tikhomirov V.P.** *Sreda Internet-obucheniya sistemy obrazovaniya Rossii.* М.: MESI, 2000. 318 p.
11. **Danilyuk A.Ya.** *Teoretiko-metodologicheskiye osnovy proyektirovaniya integralnykh gumanitarnykh obrazovatelnykh prostranstv.* Avtoref.diss. ... d-r's ped. nauk. М., 2001. 20 p.
12. **Kapitsa S.P.** *Sinergetika i prognozy budushchego.* М.: Nauka, 1997. 223 p.

13. **Kurdyumov S.P.** *Sinergetika - teoriya samoorganizatsii. Idei, metody, perspektivy.* М.: Znaniye, 1983. 64 p.
14. **Moiseyev N.N.** *Chelovek i noosfera.* М.: Molodaya gvardiya, 1990. 352 p.
15. **Prigozhy I.** *Poryadok iz khaosa: Novy dialog cheloveka s prirodoy.* М.: Progress, 1986. 431 p.
16. **Khagen G.** *Sinergetika.* М.: Mir, 1980. 404 p.

Сведения об авторе

Ермаков Константин Сергеевич, 1978 г.р., окончил МГТУ ГА (2000), доцент, кандидат экономических наук, профессор кафедры безопасности жизнедеятельности и безопасности полетов МГТУ ГА, автор более 15 научных работ, область научных интересов – эксплуатация и управление на предприятиях воздушного транспорта.

Chief Editorial Board

Editor-in-chief

Boris Eliseev, Rector, MSTU CA, Moscow, Russia.

Deputy Editor-in-chief

Vadim Vorobyev, Vice Rector, MSTU CA, Moscow, Russia.

Executive Secretary

Oksana Feoktistova, Professor, MSTU CA, Moscow, Russia.

Member of the chief editorial Board

Olga Garanina, Professor, MSTU CA, Moscow, Russia.

Anatoly Kozlov, Adviser to the Rector's office, MSTU CA, Moscow, Russia.

Vladimir Tchipenko, Head of Chair, MSTU CA, Moscow, Russia.

Vladimir Kalugin, Dean, Bauman University, Moscow, Russia.

Dmitry Lukin, Professor, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia.

Vacily Shapkin, Director General, State Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Lyu Zhongda, President (Rector), Ningbo University of Technology, Ningbo, China.

Damian Rivas Rivas, Professor, University of Seville, Seville, Spain.

ББК 05
Н 34
Св. план 2015 г.

Научный Вестник МГТУ ГА
№ 213

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Редакторы И.В. Вилкова, Е.В. Гаранина
Компьютерная верстка Е.В. Гараниной

Подписано в печать 12.03.15 г.

Печать офсетная
20,25 усл. печ. л.

Формат 60x90/8
Заказ № 1953/

18,04 уч.-изд. л.
Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д. 6а

Подписной индекс в каталоге Роспечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2015