

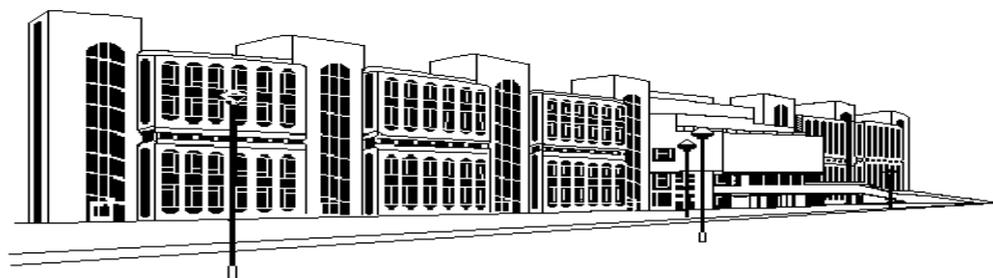


ISSN 2079-0619

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 204



**Москва
2014**

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

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 204 (6)

Издается с 1998 г.

**Москва
2014**

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 -** заслуженный юрист РФ, д-р юрид. наук, д-р техн. наук, проф. Б.П. Елисеев (МГТУ ГА)
- Зам. главного редактора -** д-р техн. наук, проф. В.В. Воробьев (МГТУ ГА)
- Ответственный секретарь главной редакции -** д-р техн. наук, доц. О.Г. Феоктистова (МГТУ ГА)
- Члены главной редакции**
- почетный работник науки и техники, д-р филос. наук, проф. О.Д. Гаранина (МГТУ ГА);
 - заслуженный деятель науки и техники РФ, д-р физ.-мат. наук, проф. А.И. Козлов (МГТУ ГА);
 - заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук, проф. В.Г. Ципенко (МГТУ ГА);
 - д-р техн. наук, проф. В.Т. Калугин (МГТУ им. Н.Э. Баумана);
 - заслуженный деятель науки РФ, д-р физ.-мат. наук, проф. Д.С. Лукин (МФТИ);
 - заслуженный работник транспорта РФ, д-р техн. наук, проф. В.С. Шапкин (ГосНИИ ГА);
 - заместитель декана факультета Национальной школы гражданской авиации (ENAC) Бруно Ламискарге (Тулуза, Франция);
 - директор Межведомственного Центра промышленных исследований в авиации Франко Персини (Болонский университет. Италия);
 - профессор кафедры аэрокосмической техники Университета Севильи Дамиан Ривас (Испания)

Редакционная коллегия выпуска

- Ответственный редактор выпуска** - д-р техн. наук, проф. Л.Н. Елисов (МГТУ ГА)
- Ответственный секретарь** - канд. техн. наук И.Н. Мерзликин (МГТУ ГА)
- Члены редакционной коллегии**
- д-р техн. наук А.Н. Акимов (ЗАО «Гражданские самолеты Сухого»);
 - д-р техн. наук, проф. Н.И. Николайкин (МГТУ ГА);
 - д-р техн. наук, проф. В.М. Рухлинский (МАК)

E-mail: bpigd@mail.ru

тел. +7(499)459-07-16

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

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

№ 204 (6)

2014

СОДЕРЖАНИЕ

Акимов А.Н., Кулагин А.Ф. Алгоритм построения конфликтных ситуаций в комплексных тренажерах самолета.....	7
Елисов Л.Н., Громов С.В. Анализ современного состояния проблемы тренажерной подготовки летного состава гражданской авиации.....	15
Рухлинский В.М., Зайко С.В., Дяченко А.С. Применимость информации приборов спутниковой навигации при расследовании авиационных происшествий.....	19
Феоктистова О.Г., Наумова Т.В., Феоктистова Т.Г. Исследование воздействия авиационного шума в окрестностях аэропорта «Елизово».....	26
Орлов А.И., Савинов Ю.Г., Богданов А.Ю. Методика дуальных шкал при экспертном оценивании параметров дерева промежуточных событий развития авиационного происшествия с учетом барьеров предотвращения и парирования.....	32
Артюхович М.В., Феоктистова О.Г. Роль инженерно-технического персонала в обеспечении безопасности полетов.....	39
Иванов А.И., Николайкин Н.И., Худяков Ю.Г. Динамика факторов риска производственной среды при наземном обслуживании авиационной техники.....	44
Копылов А.В., Зубков Б.В. Определение термостойкости углеродных композитов на авиапредприятиях для их безопасного и эффективного применения в теплонапряжённых конструкциях авиационных двигателей нового поколения.....	50
Копылов А.В., Зубков Б.В. Определение параметров автоматизированного неразрушающего контроля повреждений в изделиях воздушных судов из композиционных материалов на авиапредприятиях.....	58
Овченков Н.И., Елисов Л.Н. Оценка уязвимости объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств в гражданской авиации.....	65
Саввина А.М., Феоктистова О.Г. Критериальный выбор на этапе принятия решений при проектировании ремонтных технологий.....	69
Мозоляко А.В., Акимов А.Н., Воробьев В.В. Проблемы предотвращения выкатывания гражданских воздушных судов на этапе пробега по ВПП.....	74
Мерзликин И.Н. Базовые типы профессиональной адаптации в условиях современных экстремальных производств.....	78
Смирнова Ю.В. Политика снижения выбросов парниковых газов от воздушных судов в рамках экологической безопасности.....	82
Сохин И.Г. Моделирование процессов тренажерной подготовки летных экипажей в интересах гарантированного обеспечения безопасности полетов	85
Енчев С.В., Товкач С.С. Вейвлет-анализ параметров систем автоматического управления авиационных двигателей.....	90
Шаров В.Д. Разработка показателя безопасности полетов на основе рекомендаций ИКАО....	97
Поляков П.М., Кармызов М.В., Монахова С.В. Алгоритмическое обеспечение оценки подготовленности пилотов гражданской авиации к выполнению профессиональных функций.....	105

Горбунов В.П. Проблемы эксплуатации современных самолетов в условиях низких и сверхнизких температур Сибири, Севера и Арктики.....	110
Еникеев Р.В. Риск, связанный с выпуском воздушного судна в соответствии с перечнем минимального оборудования (MEL).....	115
Еникеев Р.В. Факторы опасности при использовании перечня минимального оборудования (MEL).....	119
Иванов А.И. Осцилляторная модель взаимодействий внутри малой социальной группы в промышленности и транспорте.....	123
Lukatsky A.M. A construction of diffeomorphism extension and its applications.....	130
Samokhin A.V., Dementyev Y.I. Sawtooth solutions to the Burgers equation on an interval.....	135

Предлагаемый вашему вниманию очередной выпуск Научного Вестника МГТУ ГА выходит в свет в период, когда произошли, происходят и будут происходить серьезные изменения в сфере подготовки и аттестации научных кадров. Утверждено новое Положение о порядке присуждения ученых степеней. С марта 2014 года действует новое Положение о совете по защите диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук. В ближайшее время будут утверждены новые Правила формирования перечня рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук.

Все это говорит о том, что существенно ужесточаются требования к качеству диссертационных работ и, следовательно, к качеству научных изданий, где публикуются эти работы. Основным критерием качества издания при этом остается индекс цитирования. Другими словами, публиковаться в нашем Научном Вестнике становится сложнее.

С учетом вышеизложенного редакционная коллегия данного выпуска достаточно внимательно подошла к процедуре отбора предлагаемых научных статей.

Все предлагаемые вашему вниманию работы содержат результаты научных исследований в области безопасности воздушного транспорта: безопасности полетов воздушных судов, авиационной безопасности объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств, экологической безопасности окружающей среды, безопасности труда и жизнедеятельности авиационного персонала. Две статьи представлены на английском языке.

Серия статей посвящена «человеческому фактору», т.е. рассматриваются вопросы исследования авиационного персонала в процессе его профессиональной деятельности.

Рассматриваются проблемы эксплуатации воздушных судов, включая некоторые задачи сохранения летной годности.

Некоторые статьи относятся к предметной области, связанной с экологическими проблемами.

Исследуются вопросы оценки рисков в различных предметных областях гражданской авиации.

Еще одно направление исследований связано с проблемами обеспечения авиационной безопасности.

Все обозначенные направления научных исследований, представленных в данном Вестнике, в той или иной степени связаны с главным критерием производственной деятельности гражданской авиации – безопасностью воздушного транспорта.

Вестник будет интересен научным сотрудникам, преподавателям и аспирантам учебных заведений, а также студентам. Мы также уверены, что работники авиационных предприятий найдут в нашем журнале ответы на интересующие их вопросы.

Ответственный редактор -

*доктор технических наук, профессор кафедры
безопасности и жизнедеятельности МГТУ ГА*

Л.Н. Елисов

УДК 629.7.072
УДК 681.513

АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЙ В КОМПЛЕКСНЫХ ТРЕНАЖЕРАХ САМОЛЕТА

А.Н. АКИМОВ, А.Ф. КУЛАГИН

Описан алгоритм формирования конфликтной ситуации в комплексном тренажере самолета. Алгоритм вычисляет траекторию самолета-нарушителя, потенциально приводящую к столкновению с "уклоняющимся самолетом" - FFS. При наступлении опасного сближения, срабатывает система предупреждения столкновений TCAS, после чего экипаж тренируется по уводу самолета от столкновения.

Ключевые слова: комплексный тренажер самолета, конфликтная ситуация, увод от столкновения.

Введение

Под конфликтной ситуацией (КС) понимается наличие потенциальной угрозы взаимного столкновения 2-х и более воздушных судов, летящих на встречных, попутных или пересекающихся курсах.

В настоящее время наиболее совершенной является система предупреждения о движении и предупреждения столкновений TCAS (Traffic Alert and Collision Avoidance System), в которой учитывается весь накопленный опыт и которая является дальнейшим развитием проведенных к настоящему времени работ. В соответствии с рис. 1 TCAS формирует три зоны:

- зону столкновения (Collision Area);
- зону предупреждения (Warning Area);
- зону повышенного внимания (Caution Area).

Размеры этих зон изменяются в зависимости от скорости сближения самолетов и высоты полета самолета.

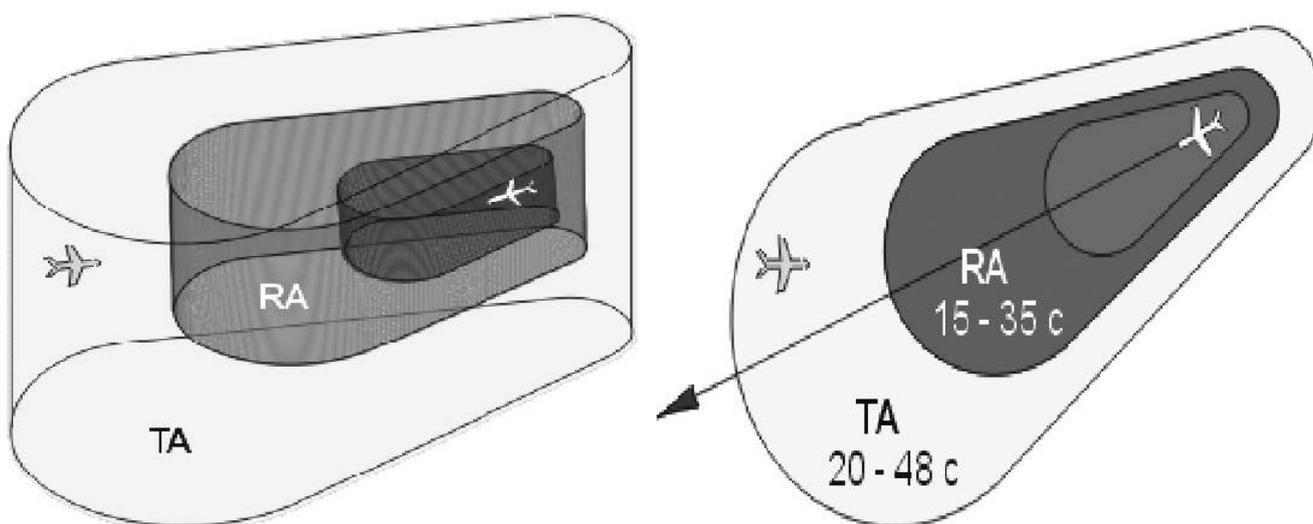


Рис. 1

TCAS, анализируя относительный пеленг опасных самолетов, их высоту относительно своего самолета, расстояние и скорость сближения, вычисляет временной интервал до вероятного вторжения в зону столкновения. Непрерывное сокращение расстояния (при постоянстве

направления на другой самолет) является для системы признаком возможной конфликтной ситуации. При этом TCAS вырабатывает информацию для экипажа двух типов:

- а) TA – сообщение о воздушной обстановке (Traffic Advisory);
- б) RA – рекомендации по устранению конфликта (Resolution Advisory) двух видов:
 - ограничивающие вертикальную скорость;
 - корректирующие вертикальную скорость.

Информация о воздушной обстановке и рекомендация по устранению конфликтной ситуации индицируются на указателе в кабине пилотов в виде специальных символов определенного цвета с указанием разности высот между самолетами (в сотнях футов). Если конфликтующий самолет находится в наборе высоты (снижении) с вертикальной скоростью выше 2,5 м/с, то на указателе дополнительно индицируется стрелка, показывающая направление его вертикального маневра.

Указания для пилота предельно ясны: выполняй команды TCAS. Даже абсолютно естественное неписаное правило, заключающееся в том, что командам диспетчера УВД необходимо следовать только до попадания в критическую ситуацию, указывает на преимущество TCAS перед диспетчером в критической ситуации. Такая логика поведения экипажа основана на том, что, если появляется предупреждение TCAS об опасности, то служба УВД не смогла по той или иной причине обеспечить безопасное расхождение и самолет находится в крайне опасной ситуации. Информация TCAS о близости другого самолета обновляется один-два раза в секунду (в зависимости от версии программного обеспечения).

Наиболее мощным и продвинутым средством подготовки экипажей ВС по обнаружению КС и действиям по их локализации по рекомендациям TCAS являются комплексные или полнолетные тренажеры самолета Full Flight Simulator (FFS).

Опыт создания FFS самолета Суперджет 100 показал, что создание КС произвольной конфигурации является нетривиальной задачей. Построение простых КС возможно только в рамках равномерного, прямолинейного движения конфликтующих воздушных судов. В работе рассмотрен алгоритм формирования КС любой произвольной конфигурации.

Принятые допущения

В данной работе демонстрируется методическая сторона предлагаемого подхода. С целью наглядности и упрощения последующих математических выкладок приняты следующие допущения:

- на выполнение экипажем тренажера учебно-тренировочной задачи не накладываются какие-либо специфические ограничения;
- на тренажере установлен полнофункциональный TCAS с системой индикации или имитатор с известным интерфейсом по входным и выходным сигналам;
- информационная часть TCAS моделируется;
- количество самолетов-нарушителей (СН) в принципе неограниченно, но рассмотрение проведем на примере одного, что не сужает общность подхода;
- динамика движения СН (intruder - англ.) описывается уравнениями движения материальной точки;
- известны текущие координаты СН и своего ВС в нормальной земной или иной системе координат.

Содержательная формулировка задачи построения модели КС

Экипаж тренажера выполняет один из этапов полета: взлет; набор высоты; крейсерский полет; снижение; заход на посадку; посадка.

Стимуляция КС выполняется инструктором со своего рабочего места (РМИ). При этом вводятся координаты СН, курс, скорость и угол наклона траектории (вертикальная скорость).

Модели СН с необходимой частотой "сообщаются" координаты и соответствующие параметры уклоняющегося самолета (УС) – тренажера.

В системе управления моделью СН необходимо циклично формировать такие управления, чтобы последующее её движение неизбежно привело к созданию КС вне зависимости от характера движения УС.

После того как летный экипаж УС (тренажера), получив информацию от TCAS, начал осуществлять корректирующие действия, дальнейшее формирование управлений в СН необходимо "заморозить". В противном случае, решая фактически задачу самонаведения, СН гарантированно столкнется с УС, что приведет к недоверию у обучаемого экипажа к эффективности TCAS.

Математическая модель самолета-нарушителя

Рассмотрим решение задачи управления пространственным движением СН как объекта траекторного анализа. Воспользуемся полученными для этих условий дифференциальными уравнениями пространственного движения самолета под действием указанных сил. В проекциях на оси траекторной системы координат эти уравнения имеют вид:

$$\dot{V} = [P \cdot \cos\alpha - x_f - m \cdot g \cdot \sin\theta] / m; \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = [\cos\gamma \cdot (P \sin\alpha + Y_f) - m \cdot g \cdot \cos\theta] / (m \cdot V); \quad (2)$$

$$\dot{\varphi} = -[\sin\gamma \cdot (P \sin\alpha + Y_f)] / (m \cdot V \cdot \cos\theta). \quad (3)$$

Здесь и далее все обозначения приняты в соответствии с [1].

К уравнениям движения необходимо добавить кинематические уравнения, связывающие боковую, продольную дальности Z , L и высоту H со скоростью полета V и углами θ и φ :

$$\dot{L} = V \cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi; \quad (4)$$

$$\dot{H} = V \cdot \sin\theta; \quad (5)$$

$$\dot{Z} = -V \cdot \cos\theta \cdot \sin\varphi, \quad (6)$$

В качестве управлений выбраны функции $\gamma(t)$, $\alpha(t)$ и $P(t)$. При этом вектор управления примет вид

$$u(t) = [P(t), \alpha(t), \gamma(t)]^T. \quad (7)$$

Переменные, не входящие явно в состав управлений, образуют вектор фазовых координат

$$F(t) = [x(t), y(t)]^T, \quad (8)$$

где

$$\begin{cases} x(t) = [L(t), H(t), Z(t)]^T; \\ y(t) = [V(t), \theta(t), \varphi(t)]^T. \end{cases} \quad (9)$$

Его компоненты, а также компоненты вектора $u(t)$ должны удовлетворять накладываемым краевым условиям исходной задачи.

Воспользуемся операцией декомпозиции рассматриваемой ММ управляемого движения ЛА. В результате ее выполнения исходная ММ может быть представлена в виде следующей динамической системы

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, y, t); \\ \dot{y} = \Psi(y, u, t), \end{cases} \quad t \in [t_n, t_k], \quad (10)$$

где векторы f и Ψ образованы множествами $\{f_1, f_2, f_3\}$ и $\{\Psi_1, \Psi_2, \Psi_3\}$ соответственно.

Начальные условия для модели СН при формировании КС зададим значениями фазовых координат и управлений:

$$x(t_n) = x_n = [L_n, H_n, Z_n]; \quad (11)$$

$$y(t_n) = y_n = [V_n, \theta_n, \varphi_n]; \quad (12)$$

$$u(t_n) = u_n = [P_n, \alpha_n, \gamma_n]. \quad (13)$$

Соответствующие значения в момент времени t_k составляют блок конечных условий. Эти конечные условия подвижные и соответствуют текущим значениям параметров движения УС (тренажера). Приведение модели СН в условия:

$$x(t_k, t_i) = x_k = [L_k, H_k, Z_k]; \quad (14)$$

$$y(t_k, t_i) = y_k = [V_k, \theta_k, \varphi_k]; \quad (15)$$

$$u(t_k, t_i) = u_k = [P_k, \alpha_k, \gamma_k] \quad (16)$$

будет означать факт столкновения СН с УС.

Совокупность динамической системы (10) и заданных краевых условий (11) ... (16) приводит к краевой задаче. Под данной задачей здесь понимается приведение СН в точку столкновения с УС за заданное время t_k . Сразу заметим, что время t_k может варьироваться инструктором тренажера при подготовке соответствующего упражнения. Для экономии времени на тренировку оно не должно превышать 60 с.

Алгоритм вычисления траектории самолета-нарушителя

Решение подобных задач является составной частью метода прямой оптимизации, предложенного в работах [2; 3; 4; 5]. Опуская обоснование и доказательства сходимости получаемых траекторий к конечным значениям, запишем выражения для вычисления управлений моделью СН

$$\begin{cases} \Delta y_i = 2 \cdot \left[\frac{\partial f}{\partial y} \right]_i^{\#} \cdot \left(\frac{x_k - x(t_i)}{t_k - t_i} - f(x_i, y_i, t_i) \right); \\ \Delta u_i = \left[\frac{\partial \Psi}{\partial u} \right]_i^{\#} \cdot \left(\frac{\Delta y_i}{h(t_i)} - \Psi(y_i, u_i, t_i) \right), \end{cases} \quad (17)$$

где $t_i = t_{i-1} + \Delta t_{ц}$ – текущее время от запуска процесса построения КС; $[\partial f / \partial y]_i^{\#}$ и $[\partial \Psi / \partial u]_i^{\#}$ – матрицы частных производных, вычисляемых на каждом i -м цикле формирования управлений; $\#$ – знак обобщенного обращения данных матриц, в том числе и при их вырожденности.

Положение элементов в матрицах общего вида определяется следующим образом:

$$[\partial f / \partial y] = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial y_1} & \frac{\partial f_1}{\partial y_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial y_n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial f_n}{\partial y_1} & \frac{\partial f_n}{\partial y_2} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial y_n} \end{bmatrix}; [\partial \Psi / \partial u] = \begin{bmatrix} \frac{\partial \Psi_1}{\partial u_1} & \frac{\partial \Psi_1}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial \Psi_1}{\partial u_m} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial \Psi_n}{\partial u_1} & \frac{\partial \Psi_n}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial \Psi_n}{\partial u_m} \end{bmatrix}.$$

С учетом введенных обозначений соответствующие составляющие матриц частных производных будут иметь следующий вид:

а) частные производные по координатам вектора y :

$$\begin{aligned} \frac{\partial f_1}{\partial y_1} &= \cos\theta \cdot \cos\varphi; & \frac{\partial f_1}{\partial y_2} &= -V \cdot \sin\theta \cdot \cos\varphi; & \frac{\partial f_1}{\partial y_3} &= -V \cdot \cos\theta \cdot \sin\varphi; \\ \frac{\partial f_2}{\partial y_1} &= \sin\theta; & \frac{\partial f_2}{\partial y_2} &= V \cdot \cos\theta; & \frac{\partial f_2}{\partial y_3} &= 0; \\ \frac{\partial f_3}{\partial y_1} &= -\cos\theta \cdot \sin\varphi; & \frac{\partial f_3}{\partial y_2} &= V \cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi; & \frac{\partial f_3}{\partial y_3} &= -V \cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi; \end{aligned}$$

б) частные производные по координатам вектора управления u :

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Psi_1}{\partial u_1} &= \frac{\cos\alpha}{m}; & \frac{\partial \Psi_1}{\partial u_2} &= -\frac{P \cdot \sin\alpha + \partial X_f / \partial \alpha}{m}; & \frac{\partial \Psi_1}{\partial u_3} &= 0; \\ \frac{\partial \Psi_2}{\partial u_1} &= \frac{\sin\alpha \cdot \cos\gamma}{m \cdot V}; & \frac{\partial \Psi_2}{\partial u_2} &= \frac{(P \cdot \cos\alpha + \partial Y_f / \partial \alpha) \cdot \cos\gamma}{m \cdot V}; & \frac{\partial \Psi_2}{\partial u_3} &= -\frac{(P \cdot \sin\alpha - m \cdot g \cdot \cos\theta + Y_f) \cdot \sin\gamma}{m \cdot V}; \\ \frac{\partial \Psi_3}{\partial u_1} &= -\frac{\sin\alpha \cdot \sin\gamma}{m \cdot V \cdot \cos\theta}; & \frac{\partial \Psi_3}{\partial u_2} &= -\frac{(P \cdot \cos\alpha + \partial Y_f / \partial \alpha) \cdot \sin\gamma}{m \cdot V \cdot \cos\theta}; & \frac{\partial \Psi_3}{\partial u_3} &= -\frac{(P \cdot \sin\alpha + Y_f) \cdot \cos\gamma}{m \cdot V \cdot \cos\theta}. \end{aligned}$$

Производные $\partial X_f / \partial \alpha$ и $\partial Y_f / \partial \alpha$ определяются из формул силы лобового сопротивления и подъемной силы соответственно либо численно.

Все элементы матриц определяются с использованием значений параметров СН, которые пересчитываются с каждым циклом формирования управлений, после чего производится обращение матриц.

$h(t_i)$ – в общем виде произвольная функция времени, определяющая интенсивность формируемых управлений. Для решения данной задачи это коэффициент, имеющий размерность времени и подбираемый при моделировании;

X_k – вектор (14);

$f_i(\cdot)$, $\Psi_i(\cdot)$ – векторные функции, соответствуют (10) и вычисляются на каждом i -м цикле формирования вектора приращения управлений Δu_i .

Полное управление модели СН соответствует выражению (индекс k опущен)

$$u_{i+1} = u_i + \Delta u_i. \quad (18)$$

Управления вычисляются циклично с длительностью цикла $\Delta t_{\text{ц}} = 0.5-1$ с. Эти управления вводятся в модель СН и она интегрируется на величину $\Delta t_{\text{ц}}$. Затем модель останавливается, управления пересчитываются для новых начальных (НС) и конечных (УС) условий и т.д., пока TCAS тренажера не проинформирует о КС.

Как уже было сказано, реализация схемы (17), (18) в силу способа ее получения гарантирует сходимость параметров траектории модели СН к значениям краевых условий по координатам вектора состояния УС. Таким образом, траектории СН и УС пересекутся.

Сигналы о параметрах СН, необходимые для работы TCAS, преобразуются и с заданной частотой поступают в систему в необходимых форматах.

Потенциальные возможности алгоритма

Рассмотренный алгоритм может позволить сформировать банк КС, который может быть использован инструктором при тренировке пилотов управлению самолетом при различных конфигурациях КС [6].

Рекомендации по корректирующим сообщениям RA пилот должен выполнить в течение 5 с после их появления. При этом при изменении тангажа нет необходимости превышать перегрузку 0,25 g.

"Усиливающие" и изменяющие направление маневра рекомендации корректирующих сообщений RA пилот должен выполнить в течение 2,5 с. При этом предполагается изменение тангажа на величину $2^\circ - 3,5^\circ$ с перегрузкой 0,35 g. Маневры с большей перегрузкой не требуются, с меньшей перегрузкой могут оказаться недостаточными.

Необходимо избегать чрезмерной реакции пилота на сообщения RA, так как это может привести к конфликтной ситуации в отношении других воздушных судов. В горизонтальном полете правильные и точные действия при выполнении RA приводят к отклонению от заданной высоты на 300 - 700 ft.

Формируемые КС объединены со следующими речевыми сообщениями и предупреждениями [6]:

"TRAFFIC-TRAFFIC"

Это предупредительное сообщение ТА.

Не требует выполнения вертикального маневра.

TCAS прогнозирует, что нарушитель войдет в зону столкновения в пределах от 20 до 48 с.

"MONITOR VERTICAL SPEED"

Это предупредительное сообщение RA.

Необходимо выдерживать вертикальную скорость вне красной зоны на шкале указателя вертикальной скорости.

"CLIMB, CLIMB"

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выполнить набор с вертикальной скоростью в зеленой зоне на шкале указателя вертикальной скорости. При этом величина вертикальной скорости составит от 1500 до 2000 fpm.

"DESCEND-DESCEND"

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выполнить снижение с вертикальной скоростью вне красной зоны на шкале указателя вертикальной скорости.

При этом величина вертикальной скорости составит от 1500 до 2000 fpm.

"CLIMB, CROSSING CLIMB – CLIMB, CROSSING CLIMB"

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выполнить набор с вертикальной скоростью в зеленой зоне на шкале указателя вертикальной скорости.

Величина вертикальной скорости составит от 1500 до 2000 fpm.

Траектория УС будет пересекать высоту нарушителя.

"DESCEND, CROSSING DESCEND - DESCEND, CROSSING DESCEND"

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выполнить снижение с вертикальной скоростью вне красной зоны на шкале указателя вертикальной скорости.

Величина вертикальной скорости составит от 1500 до 2000 fpm.

Траектория УС будет пересекать высоту нарушителя.

"INCREASE CLIMB–INCREASE CLIMB"

Это корректирующее сообщение RA.

Скорость набора недостаточна, чтобы обеспечить безопасный интервал.

Потребуется увеличение вертикальной скорости и в зеленой зоне она составит от 2500 до 3000 fpm.

"ICREASE DESCEND - ICREASE DESCEND"

Это корректирующее сообщение RA.

Скорость снижения недостаточна, чтобы обеспечить безопасный интервал.

Потребуется увеличение вертикальной скорости и в зеленой зоне она составит от 2500 до 3000 fpm.

"CLIMB, CLIMB NOW! - CLIMB, CLIMB NOW!"

Это корректирующее сообщение RA.

Выдается вслед за выданным "DESCEND" RA, если по расчетам TCAS для создания безопасного интервала необходимо изменить направление вертикального маневра.

Величина вертикальной скорости в зеленой зоне составит от 1500 до 2000 fpm.

"DESCEND, DESCEND NOW - DESCEND, DESCEND NOW"

Это корректирующее сообщение RA.

Выдается вслед за выданным "CLIMB" RA, если по расчетам TCAS для создания безопасного интервала необходимо изменить направление вертикального маневра.

Величина вертикальной скорости в зеленой зоне составит от 1500 до 2000 fpm.

"ADJUST VERTICAL SPEED, ADJUST"

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо скорректировать текущую вертикальную скорость набора или снижения соответственно до величины, которая соответствует зеленой зоне шкалы RA.

"MAINTAIN VERTICAL SPEED, MAINTAIN"

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выдерживать вертикальную скорость, которая соответствует зеленой зоне шкалы.

"MAINTAIN VERTICAL SPEED, CROSSING MAINTAIN"

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выдерживать вертикальную скорость, которая соответствует зеленой зоне PFD. Траектория УС будет пересекать высоту нарушителя.

"CLEAR OF CONFLICT"

Сообщение подтверждает, что конфликтная ситуация разрешена, и интервал между конфликтующими ВС увеличивается. Необходимо вернуться к первоначальному плану полета.

Таким образом, за счет задания начальных условий СН (11), (12), (13) и УС (14), (15), (16) решается обратная задача - построение траекторий движения СН, гарантированно формирующих перечисленные сообщения.

Взаимодействуя информационно с TCAS, представленный алгоритм позволяет создавать всевозможные КС при самом широком спектре взаимного расположения конфликтующих ВС, представляя обучаемым различные сценарии развития КС.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения.
2. Акимов А.Н. Решение обратных задач динамики на основе псевдоинверсии матриц // Динамика полета боевых ЛА: научно-методические материалы. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1992.
3. Акимов А.Н., Андреев В.В. Численный метод прямой оптимизации в задачах оптимального управления // Теория и системы управления. - 1996. - №3.
4. Акимов А.Н., Андреев В.В. Метод прямой оптимизации. Основные положения и порядок применения. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1997.
5. Акимов А.Н. Алгоритмическое обеспечение отказоустойчивых систем управления боевых летательных аппаратов: дисс. ... д-ра техн. наук. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1997.
6. Самолет RRJ-95В. Руководство по летной эксплуатации. - М.: ЗАО «ГСС», 2011.

THE ALGORITHM OF FORMATION OF CONFLICTING SITUATIONS FOR FULL FLIGHT SIMULATOR

Akimov A.N., Kulagin A.F.

An algorithm of formation of a conflicting situation for the Full Flight Simulator is described. The algorithm calculates the trajectory of the intruder that potentially can lead to the collision with "evading aircraft" - FFS. In case of near miss, traffic collision avoidance system (TCAS) triggers, after which the crew trains collision avoidance techniques.

Key words: Full Flight Simulator, conflicting situation, collision avoidance.

Сведения об авторах

Акимов Александр Николаевич, 1952 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1981), доктор технических наук, профессор, начальник НИО технических средств обучения ЗАО «Гражданские самолеты Сухого», автор более 120 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, методы математического моделирования в задачах управления динамическими системами.

Кулагин Андрей Федорович, 1978 г.р., окончил МФТИ (2001), магистр, начальник отдела технических средств обучения филиала ОАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого»», автор 1 научной работы, область научных интересов – технические средства обучения, методы математического моделирования в задачах создания имитационных моделей ТСО.

УДК 658.66.01.0146:629.73

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ ПРОБЛЕМЫ ТРЕНАЖЕРНОЙ ПОДГОТОВКИ ЛЕТНОГО СОСТАВА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Л.Н. ЕЛИСОВ, С.В. ГРОМОВ

В работе исследуются проблемы тренажерной подготовки летного состава гражданской авиации. Отмечается, что основное внимание при тренажерной подготовке уделяется отработке автоматизированных актов деятельности пилота, при этом более сложные, комплексные акты остаются вне сферы оценки результатов тренажа.

Ключевые слова: тренажерная подготовка, летный состав, интеллектуальная деятельность, оценка качества подготовки.

Современная система подготовки будущих пилотов (как высшая школа, так и профессиональные учебные центры) ориентирована на реализацию рекомендованной ИКАО практики и требований государственных авиационных властей с учетом накопленного опыта и особенностей национальной образовательной системы. При этом четко обозначенной «входной модели» летного специалиста, очерчивающей все необходимые параметры его профессиограммы, не существует [1].

Как отмечает Р.С. Немов «на современном этапе максимальное внимание уделяется формированию у обучающихся именно навыков пилотирования, представляющих собой не что иное, как «полностью автоматизированные инстинктоподобные компоненты умений, реализуемые на уровне бессознательного контроля»» [1].

Методология тренажерной подготовки, которая применяется сегодня, ориентирована непосредственно на то, чтобы сформировать у обучающихся устойчивые автоматические навыки пилотирования как в обычных условиях, так и при возникновении отдельных экстремальных ситуаций. Однако «задача тренажа: формирование не только автоматизированных актов, но и тех психофизиологических механизмов, которые способствуют активации свойств психики, позволяющих адаптироваться к любой вариативности раздражителя, а специфическая тренировка к действиям в особых случаях полета совершенствует качества, необходимые при любом усложнении деятельности, а именно: умение выполнять дополнительную работу на фоне основной, способность логически анализировать поступающую информацию, способность быстро изменять структуру действий в зависимости от создавшейся ситуации» [1].

Проблема совершенствования профессиональной подготовки авиационных специалистов (АС) является одной из важнейших в ГА. Это объясняется тем, что уровень профессиональной подготовки определяет уровень безопасности полетов и эффективность использования авиационной техники. Техническое переоснащение ГА требует разработки новых методов и программ подготовки операторов летательных аппаратов (ЛА).

Качество системы обучения определяется численной характеристикой, определяющей близость достижения поставленной цели при выбранной программе. В общей форме показатель можно представить в виде условного математического ожидания [2].

Одним из важных факторов, определяющих эффективность работы операторов ЛА, является надежность. Под надежностью оператора ЛА понимается способность выполнять операции некоторого процесса безошибочно и своевременно в заданных или нештатных условиях в течение установленного отрезка времени. В безошибочности работы проявляется прежде всего психофизиологический аспект надежности, а в своевременности - социологический аспект, т.е. качество поведения того или иного исполнителя в производственной системе. В действительности

так же трудно отделить своевременность от безошибочности, как социологическую надежность (σ - надежность) от психофизиологической (ψ - надежность).

Простейшим показателем σ -надежности является вероятность безошибочного выполнения операции j -го типа i -м оператором - P_{ji} , которая вычисляется как отношение

$$P_{ji} = n_{ji} / N_{ji},$$

где N_{ji} – число операций j -го типа, выполненных i -м оператором в течение некоторого (заданного) времени; n_{ji} – число операций из N_{ji} , выполненных безошибочно.

Простейшим показателем ψ -надежности является вероятность готовности к выполнению операции j -го типа i -м оператором

$$R_{ji} = m_{ji} / M_{ji},$$

где M_{ji} – число операций j -го типа, выполненных i -м оператором в течение некоторого интервала времени; m_{ji} – число операций из M_{ji} , начатых своевременно.

Для летного состава r_{ji} характеризует их готовность к полетам в условиях, к которым оператор имеет допуск, и оценивается числом безотказности операторов ЛА при выполнении полетов в соответствующих условиях. Производственный процесс для i -го оператора ЛА может состоять из V_i операций, для которых известны вероятности P_{ji} и r_{ji} , причем j -я операция может повторяться i -м оператором Z_{ji} – раз.

Если считать, что психофизиологические и социологические факторы независимы друг от друга, то вероятность своевременного и безошибочного выполнения задания i -м оператором F_i можно определить по формуле

$$F_i = r_i P_i.$$

Выбор метода исследования обуславливается совокупностью критериев и показателей оценки качества организации исследуемого процесса. Для оценки эффективности функционирования оператора ЛА необходима мера, выражающая в количественном виде степень приспособленности данного оператора к выполнению технологических операций по управлению воздушным судном. Исходя из характера процесса функционирования, общая задача деятельности оператора при реализации отдельной технологической операции может быть сформулирована в виде «достигнуть определенного результата», т.е. за показатель эффективности и меры обученности оператора принимается вероятность выполнения технологической операции

$$W = P_{mo}.$$

Данный показатель является сложной функцией многих переменных. Его компонентами являются вероятности безотказного, безошибочного и своевременного выполнения оператором поставленной задачи [1; 4].

Таким образом, характеристиками эффективной деятельности оператора ЛА по управлению воздушным судном и его профессионально важными качествами являются безошибочность и своевременность выполнения операций алгоритма деятельности в различных условиях полета. Эти же критерии деятельности являются и мерой оценки уровня профессиональной подготовки операторов ЛА. Все это накладывает особые требования на процедуры реализации тренажерного обучения. Автор полагает, что здесь имеет большое значение компетентностный подход [3].

Образовательная система гражданской авиации состоит из совокупности учебных заведений высшего и среднего профессионального образования, а также подсистемы переподготовки и повышения квалификации специалистов. Специфика отраслевой образовательной системы определяется спецификой профессиональной деятельности авиационного персонала. Цели функционирования системы летной подготовки экипажей могут быть представлены в виде набора последовательностей состояний модели (иерархической модели), ведущих к поставленным целям. При этом цели (целевые состояния) подразделяются по уровням на конечные (гло-

бальные), промежуточные и ближайшие (локальные). Процесс формирования информационного образа ситуации осуществляется путем сжатия информации о фактических состояниях авиационных комплексов C_ϕ , целях его предназначения (целевых состояниях $C_\#$) и имеющихся ресурсах по управлению R_y . Для каждого момента времени t совокупность обобщенной информации о состояниях C_ϕ , $C_\#$ и ресурсах R_y составляют информационный образ складывающейся ситуации [4]

$$S(t) = \{C_\phi(t), C_\#(t), R_y(t)\}.$$

На основе образа $S(t)$ осуществляется прогноз выработки управлений экипажем $U(t)$. С этой целью в блоке выработки управлений осуществляется последовательное расширение информации от уровня решений до элементарных управляющих воздействий, производимых конкретным органом управления, передаваемых на объект управления. Таким образом, схема обработки информации в контуре управления оказывается замкнутой (рис. 1). Под необходимыми управлениями $U_{\text{бэн}}(t)$ следует понимать совокупность управляющих воздействий, направленных на уменьшение опасности. Вместе с тем в каждый момент времени в системе осуществляется и основное управление $U_y(t)$, направленное на достижение целей полета. Тогда общее управление $W(t)$ в каждый момент времени представляет собой суперпозицию двух управлений: $W(t) = U_y(t) + U_{\text{бэн}}(t)$, где $U_{\text{бэн}}(t)$ - дополнительное управление; $U_y(t)$ - целевое управление.

Проблема адекватной оценки степени готовности авиационного персонала и профессиональной деятельности является важнейшей в ряду проблем образовательной деятельности. Применительно к деятельности оператора летательного аппарата известны различные подходы и методы, в том числе основанные на теории обучения и использующие формализованные модели. Предположим, что общая подготовленность оператора ЛА есть некоторый объем (ЗНУ). На этот объем влияют различные факторы, и этот объем ЗНУ характеризуется разной степенью упорядоченности или неупорядоченности. Величина неупорядоченности может служить мерой уровня подготовленности. В процессе подготовки неупорядоченность ЗНУ оператора ЛА N воздействием управляющей информации I преподавателя уменьшается, что приводит к росту уровня подготовленности и натренированности [4].

Оценка состояний оператора ЛА является интегральной характеристикой и для ее получения необходимо привлечение совокупности методов и моделей, в том числе компетентностный подход. Объем информации, необходимой для оценки профессионального состояния оператора, средства и методы ее получения могут существенно различаться [5]. Пусть оператор имеет какой-то уровень профподготовленности $S \in S$. Положим, что априорная вероятность оценки этого уровня оператором равна $P_{an}(S \alpha)$. С целью оценки уровня подготовленности оператора и принятия необходимых мер по управлению его деятельностью реализуется некоторая последовательность мероприятий $U \in U_t$ [5].

При реализации указанных мероприятий пусть с вероятностью $P(S_i/S_\lambda, U)$ возможно развитие процесса S_i (i – индекс, принимающий одно из значений σ, γ). В этом случае модель состояния оператора ЛА в общем виде описывается с использованием вероятностей:

$$P_{an}(S_a); P(S_i/S_a, U).$$

Таким образом, состояние оператора ЛА можно интерпретировать как управляемый процесс с дискретным временем $t=1, 2, \dots, \tau$, где τ – случайный момент очередной остановки процесса оценки состояния уровня подготовленности оператора ЛА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Труды общества независимых расследователей авиационных происшествий №№ 20, 21, 22, 23. - М.: МАК, 2008-2011.

2. **Елисов Л.Н.** Качество профессиональной подготовки авиационного персонала и безопасность воздушного транспорта: монография. - М.: ИЦППС, 2006.
3. **Елисов Л.Н., Шмельков А.В.** Компетентностный подход в системе менеджмента качества образовательных учреждений гражданской авиации: монография. - М.: МГТУ ГА, ЕАТК, 2007.
4. **Елисов Л.Н., Баранов В.В.** Управление и сертификация в авиационной транспортной системе: монография. - М.: Воздушный транспорт, 1999.
5. **Елисеев Б.П., Елисов Л.Н.** Системотехническое управление образовательными комплексами: монография. - М.: МГТУ ГА, 2012.

ANALYSIS OF THE CURRENT STATE OF THE PROBLEM OF FLIGHT SIMULATOR TRAINING OF CIVIL AVIATION

Elisov L.N., Gromov S.V.

The article deals with the problems of the simulator training of the crew of civil aviation. It is noted that the particular attention of the simulator training is paid to practising flying skills, though more complex activity remains out of the sphere of the estimation of the results of training.

Key words: simulator training, flight personnel, intellectual activity, evaluation of training.

Сведения об авторах

Елисов Лев Николаевич, 1945 г.р., окончил ППИ (1967), профессор, доктор технических наук, действительный член Петровской академии наук и искусств, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – системотехника, квалиметрия, проблемы безопасности воздушного транспорта, авиационный персонал.

Громов Сергей Владимирович, 1974 г.р., окончил МГТУ ГА (2003), соискатель МГТУ ГА, начальник отдела ОАО «Аэрофлот», автор 4 научных работ, область научных интересов – квалиметрия, системы тренажерной подготовки авиационного персонала, системотехника.

УДК 656.7.081

ПРИМЕНИМОСТЬ ИНФОРМАЦИИ ПРИБОРОВ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ ПРИ РАССЛЕДОВАНИИ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ

В.М. РУХЛИНСКИЙ, С.В. ЗАЙКО, А.С. ДЯЧЕНКО

В данной статье рассматривается проблема оценки достоверности данных, получаемых в процессе обработки информации приемников спутниковой навигации в рамках расследований авиационных происшествий, связанных с отсутствием штатных средств объективного контроля. Разработаны и внедрены соответствующие рекомендации по совершенствованию вновь разрабатываемых приемников спутниковой навигации.

Ключевые слова: спутниковая навигация, траектория, рекомендации, эксперимент.

Введение

В рамках обеспечения расследований авиационных происшествий (АП), преимущественно с воздушными судами (ВС) 3-го и 4-го класса в авиации общего назначения (АОН), комиссия по расследованию часто сталкивается с отсутствием штатных средств объективного контроля. В таких случаях единственным источником объективной информации о ходе выполнения последнего полета ВС может явиться информация, регистрируемая портативными приемниками спутниковой навигации (ППСН) [1]. Однако данное оборудование не является штатным и на него не распространяются какие-либо требования по обеспечению точности и сохранности информации.

Приемники спутниковой навигации регистрируют траекторную информацию в виде матрицы

$$\begin{pmatrix} T_1 & Lat_1 & Lon_1 & ALT_1 \\ T_2 & Lat_2 & Lon_2 & ALT_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ T_{N-1} & Lat_{N-1} & Lon_{N-1} & ALT_{N-1} \\ T_N & Lat_N & Lon_N & ALT_N \end{pmatrix},$$

где T_i – время момента регистрации данных; Lat_i , Lon_i , ALT_i – широта, долгота и высота местонахождения приемника в момент регистрации данных; $1 \leq i \leq N$, N – количество зарегистрированных точек.

Наличие данной информации (данные точного местоположения ВС в определенные моменты времени) делает возможным расчет ряда нерегистрируемых параметров полета, таких как: путевая скорость полета, приборная скорость полета, путевой угол полета, истинная высота полета, угол наклона траектории, вертикальная скорость полета, угол крена [2; 3]. Одним из наиболее значимых вопросов при использовании такой информации является степень ее достоверности и соответствия фактическим параметрам полета.

Погрешности в определении своего местоположения приборами спутниковой навигации можно разделить на три основные группы факторов. Первая группа факторов связана с принципом работы системы спутниковой навигации и характеризуется параметрами распространения радиосигнала (ионосферные и тропосферные задержки распространения сигнала, многолучевость сигнала, наводки на радиосигнал, геометрическое взаиморасположение спутников относительно абонентской аппаратуры и т.д.). Вторая группа факторов связана с несовершенством элементной базы, применяемой в приемниках спутниковой навигации, т.к., например, в отличие от космических спутников портативные приемники спутниковой навигации оснащаются простыми микросхемами часов, точность которых несравнимо ниже точности спутниковых часов.

Третья группа факторов возникновения погрешности обусловлена логикой работы абонентского оборудования в условиях ухудшения приема спутниковых сигналов.

На сегодняшний день факторы первой и второй группы достаточно хорошо изучены, более того, приборы спутниковой навигации производят расчет и индикацию параметра – расчетная погрешность определения местоположения. Тем не менее ни одна модель ППСН не производит его регистрацию, таким образом, специалисты, выполняющие анализ траекторных данных в ходе расследований АП, не имеют информации о расчетной точности определения местоположения в определенные моменты времени.

Эксперимент определения точности статических измерений местоположения

Основным производителем приборов спутниковой навигации является фирма Garmin. В руководствах по эксплуатации своих приборов точность определения местоположения описывается в степени вероятности попадания 95% производимых измерений в окружность определенного радиуса. Моделям приборов, оснащенных устаревшей элементной базой, присваивается радиус, равный 15 метрам, современным моделям присваивается радиус 5-10 метров.

В целях изучения фактических характеристик работы ППСН авторами было проведено 3 эксперимента, позволивших установить фактические параметры и алгоритмы работы подобных устройств.

В ходе первого эксперимента была оценена достоверность регистрации координат неподвижного объекта. Для осуществления эксперимента оборудование было размещено в месте с заранее известными координатами, после чего в течение 12 часов прибор производил измерения своего местоположения. Всего было произведено 4336 измерений (рис. 1). Имея значения определенных координат в каждый момент времени и значения точных координат места, в котором размещалось оборудование, было построено распределение вероятности величины погрешности измерений (рис. 2).

Подтверждено, что современные модели приемников спутниковой навигации обеспечивают заявленные производителем характеристики точности определения своего местоположения и даже превосходят их, т.к. из графика распределения видно, что 95% измерений попадают в круг радиусом 5,5 метров.

Помимо абсолютного значения мгновенной величины погрешности определения местоположения, важной характеристикой является закон ее изменения. Так как если такое изменение носит хаотичный характер и величина погрешности сопоставима с длиной отрезка траектории ВС, то значения относительной погрешности превысили бы 100%, вследствие чего расчет параметров полета воздушного судна был бы невозможен.



Рис. 1. Графическое представление распределения погрешности определения местоположения абонентской аппаратуры

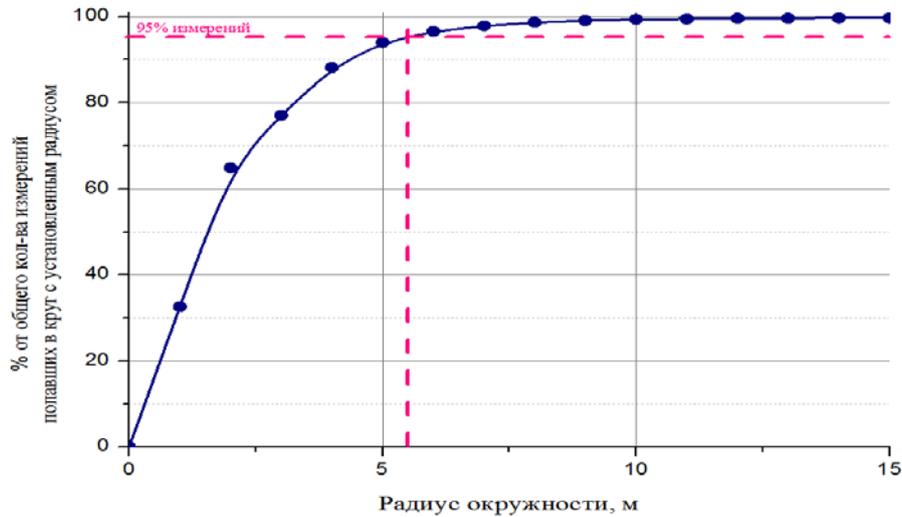


Рис. 2. Распределение величины погрешности определения местоположения в горизонтальной плоскости

На рис. 3. приведен график изменения двух параметров, характеризующих динамику изменения погрешности определения местоположения в горизонтальной плоскости: азимут и дальность до опорной точки (места установки оборудования). Исходя из формы графика видно, что изменение указанных параметров во времени не носит хаотичный характер, т.к. факторы возникновения погрешностей первой и второй группы связаны с физическими законами распространения радиосигналов в атмосфере Земли и связаны с взаимным расположением абонентской аппаратуры и видимых спутников. Изменение данных параметров носит медленно меняющийся характер, что в общем случае не приводит к возникновению скачкообразных изменений погрешностей определения местоположения (не более примерно ± 1 м по дальности, $\pm 2^\circ$ по азимуту за измерение). Обычно ППСН настроены таким образом, что регистрация траекторных данных осуществляется с дискретностью в 3-4 с. Таким образом, если ВС движется со скоростью 200 км/ч, относительная погрешность определения путевой скорости составит менее 1% (< 2 км/ч).

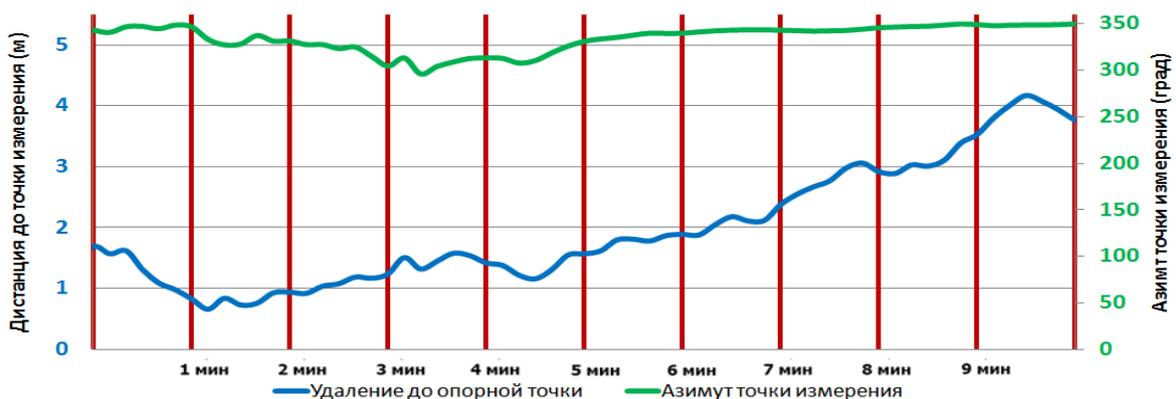


Рис. 3. Изменение характера погрешности определения местоположения во времени

Летный эксперимент оценки достоверности расчетных данных

Рассчитываемыми параметрами полета также являются вертикальная скорость ВС и угол крена. С целью определения достоверности производимых расчетов этих параметров был проведен летный эксперимент, в ходе которого на борту вертолета Robinson R44 была установлена

видеокамера, осуществляющая съемку показаний приборов (высотомера, авиагоризонта, вариометра), и два приемника спутниковой навигации: GARMIN 60CSx и GPSmap 695. По окончании полета по видеозаписи была произведена оцифровка показаний приборов. Выполнен расчет тех же параметров полета по данным приемников спутниковой навигации.

В результате обработки полученной информации выяснено, что в ~90% осуществленных измерений (180 из 200) разница расчетных и оцифрованных показаний вертикальной скорости не превысила ± 3 м/с (рис. 4).

Такое же распределение было построено и для расчетных значений угла крена. Установлено, что в ~90% измерений расчетные значения отличались от фактических на величину не более чем 5° (рис. 5). Таким образом, учитывая погрешность оцифровки крена по видеозаписи, расчетные значения достаточно точно соответствуют фактическим.



Рис. 4. Распределение величины погрешности расчета вертикальной скорости полета



Рис. 5. Распределение величины погрешности расчета угла крена

Стоит отметить, что расчетные углы крена полета стоит рассматривать только при допущении о том, что на рассматриваемом фрагменте траектории ВС совершало полет без скольжения и изменения высоты, т.к. такие изменения будут увеличивать погрешность такого расчета, производимого по формуле

$$\gamma = \arctan\left(\frac{V^2}{g \cdot R_B}\right),$$

где γ – расчетный угол крена; V – скорость полета ВС; g – ускорение свободного падения; R_B – радиус правильного виража.

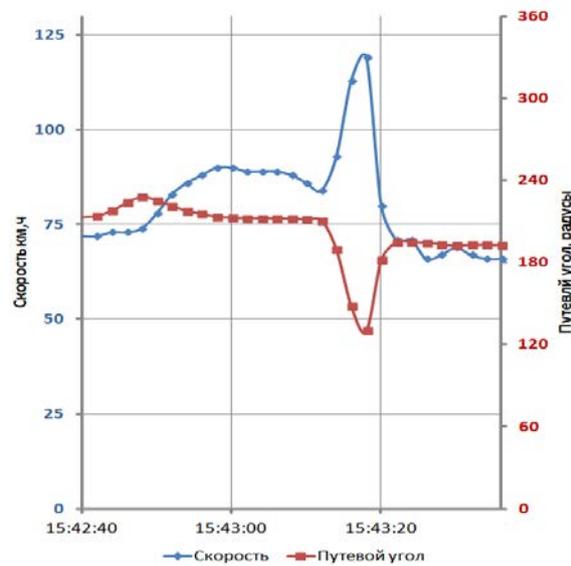
Эксперимент по определению режимов работы приемников спутниковой навигации

Третья группа факторов возникновения погрешностей обусловлена особенностями работы приемников в условиях частичной или полной потери приема спутниковых сигналов. Напри-

мер, при анализе расчетных полетных данных ВС, в ходе выполнения полетов которых антенна ППСН затенялась элементами конструкции, приборы все равно продолжали регистрировать полетные данные, получаемые прибором за счет прогнозирования своего местоположения. С целью исключения подобных фрагментов полетной информации из анализа в ходе расследований авиационных происшествий авторами был произведен эксперимент, демонстрирующий принцип работы оборудования на режимах потери и последующего захвата спутниковых сигналов. На транспортное средство,двигающееся в горизонтальной плоскости, был установлен приемник спутниковой навигации. В определенные моменты времени, соответствующие началу изменения путевого угла движения транспортного средства, антенна прибора демонтировалась и устанавливалась вновь на свое место через определенные интервалы времени. При последующей расшифровке информации приемника было установлено, что в моменты времени отсутствия захвата спутниковых сигналов прибор все же продолжал регистрировать данные своего местоположения (рис. 6а).



а



б

Рис. 6. Режим регистрации траекторных данных при потере и захвате спутниковых сигналов: а – траектория в плане; б – график изменения параметров движения

Упрощенным математическим описанием вычислений, производимых приемниками, является следующая система уравнений

$$\begin{cases} R_1 = Cdt_1 \\ R_2 = Cdt_2 \\ R_3 = Cdt_3 \\ R_4 = Cdt_4 \end{cases} ; \quad \begin{cases} (x_1 - U_x)^2 + (y_1 - U_y)^2 + (z_1 - U_z)^2 = (R_1 - C_B)^2 \\ (x_2 - U_x)^2 + (y_2 - U_y)^2 + (z_2 - U_z)^2 = (R_2 - C_B)^2 \\ (x_3 - U_x)^2 + (y_3 - U_y)^2 + (z_3 - U_z)^2 = (R_3 - C_B)^2 \\ (x_4 - U_x)^2 + (y_4 - U_y)^2 + (z_4 - U_z)^2 = (R_4 - C_B)^2 \end{cases} ,$$

где R_i – псевдодальность до i -го спутника; dt_i – временная задержка полученного сигнала от i -го спутника; U_x, U_y, U_z – координаты приемника; x_i, y_i, z_i – координаты местоположения i -го спутника; C_B – погрешность в определении времени приемником.

Из уравнения следует, что для определения своего точного местоположения приемники рассчитывают псевдодальность до как минимум 4-х объектов - космических спутников с известными координатами. Спутники транслируют два вида радиосигналов: навигационные сообщения (НС), описывающие параметры местоположения спутников на космической орбите, точное время системы и сигналы расчета времени (СРВ). Приемники, получив НС и согласовав свои внутренние часы со временем системы, способны произвести расчет времени, затраченно-

го на прием СРВ. Точность встроенных часов приемников не позволяет рассчитать длительность передачи СРВ с необходимой точностью. Для определения ошибки встроенных часов приемника прибору необходимы сигналы как минимум четырех спутников, за счет чего удастся рассчитать дополнительный параметр – погрешность в определении времени приемником.

В ходе анализа различной технической документации установлено, что, помимо непосредственных расчетов для окончательного определения своего местоположения, приемники спутниковой навигации используют ту или иную реализацию фильтра Калмана, выполняющего расчет в две фазы: предсказания координат местоположения в следующий момент времени и корректировку предсказанных на первом этапе значений (в момент времени следующего измерения). Таким образом, при приеме четырех и более спутниковых сигналов прибор корректирует предсказываемые значения вновь рассчитанными (режим 3d-fix). В случае приема сигнала от трех спутников приемник упрощает решаемую систему уравнений и исключает одну переменную – высоту полета ВС, рассчитывая двумерные координаты движения ВС (режим 2d-fix) и прогнозируя значения высоты. При полной потере спутниковых сигналов прибор выполняет только первую фазу расчета координат по фильтру Калмана, выполняя их предсказание (режим предсказания).

Идентификация фрагментов записи, сопровождаемых регистрацией прогнозируемых значений координат местоположения ВС может быть выполнена экспертным путем за счет анализа расчетных параметров, так как в моменты времени захвата спутниковых сигналов и последующей корректировки прогнозируемого местоположения на графиках параметров движения наблюдается скачкообразное изменение расчетных параметров (рис. 6б).

Выводы

1. Проведенные эксперименты, наряду с анализом опыта использования информации ППСН при расследованиях авиационных происшествий, позволяют сделать заключение о том, что расчетные параметры полета, получаемые в процессе обработки траекторной информации, регистрируемой приемниками, в достаточной степени согласуются с фактическими и позволяют соответствующим специалистам производить анализ хода выполнения полетов ВС.

2. В процессе выполнения полета в связи с изменением пространственного положения антенна прибора может затеняться элементами конструкции ВС. В ходе эксперимента выявлено, что в таких случаях оборудование не прерывает регистрацию траекторных данных, а продолжает регистрацию прогнозируемых. Выявлены критерии, позволяющие идентифицировать участки записи полетных данных, сопровождаемые регистрацией прогнозируемых данных о местоположении ВС.

3. Авторами совместно с другими рекомендациями ведущих мировых органов по расследованию АП (NTSB, BEA, AAIB и др.) были сформированы требования к производителям приемников спутниковой навигации по расширению минимального перечня регистрируемой информации данными, позволяющими идентифицировать режимы работы спутниковых приемников. Информация была представлена международной комиссии RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics), занимающейся стандартизацией радиотехнических средств морской и воздушной навигации.

4. Внедрение указанной спецификации производителями приборов спутниковой навигации позволит существенно снизить трудоемкость исследований информации приемников спутниковой навигации в рамках расследований АП в будущем.

ЛИТЕРАТУРА

1. Приложение 13 к Конвенции о международной гражданской авиации «Расследование авиационных происшествий и инцидентов». - 10-е изд. - Монреаль: ИКАО, 2010.

2. Дяченко А.С. Восстановление и использование информации спутниковых навигационных систем при расследовании авиационных происшествий // 21-й сборник ОРАП. - М., 2009.

3. Рухлинский В.М., Дяченко А.С. Новые методы исследования информации портативных приемников спутниковой навигации при расследовании авиационных происшествий // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 174 (12). - С.144 – 150.

RELIABILITY OF FLIGHT DATA PROVIDED BY PORTABLE GPS RECEIVERS DURING AIR ACCIDENT INVESTIGATION

Rukhlinskiy V.M., Zayko S.V., Dyachenko A.S.

This article considers the problem of assessment of data authenticity related to reliability of the flight data obtained in processing the information of portable GPS receivers' during air accident investigations, which are characterized by the lack of standard flight data recording systems. Appropriate recommendations the improvement improving of the newly developed GPS receivers have been developed and implemented.

Key words: satellite navigation, trajectory, recommendations, tests.

Сведения об авторах

Рухлинский Виктор Михайлович, 1946 г.р., окончил МАИ им. Серго Орджоникидзе (1973), доктор тех-нических наук, председатель Комиссии по связям с ИКАО, международными и межгосударственными организациями Межгосударственного авиационного комитета, автор более 120 научных работ, область научных интересов - безопасность полетов, эксплуатационно-технические характеристики гражданской авиационной техники и поддержание летной годности самолетов ГА.

Зайко Сергей Владимирович, 1972 г.р., окончил МАИ им. Серго Орджоникидзе (1995), заместитель председателя Комиссии по научно-техническому обеспечению расследований авиационных происшествий Межгосударственного авиационного комитета, президент Общества независимых расследователей авиационных происшествий, автор более 10 научных работ, область научных интересов – безопас-ность полетов, расследование авиационных происшествий, разработка программно-аппаратного обеспе-чения обработки информации бортовых регистраторов, анализа динамики полёта ВС.

Дяченко Александр Сергеевич, 1983 г.р., окончил МАИ им. Серго Орджоникидзе (2006), КАЛТУ (2003), начальник отдела Комиссии по научно-техническому обеспечению расследований авиационных проис-шествий Межгосударственного авиационного комитета, автор 8 научных работ, область научных инте-ресов – безопас-ность полетов, разработка программно-аппаратных комплексов по восстановлению ин-формации средств объективного контроля, моделирование авиационных происшествий.

УДК 504.6:656; 504.6:654

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ АВИАЦИОННОГО ШУМА В ОКРЕСТНОСТЯХ АЭРОПОРТА «ЕЛИЗОВО»

О.Г. ФЕОКТИСТОВА, Т.В. НАУМОВА, Т.Г. ФЕОКТИСТОВА

В статье исследуется воздействие авиационного шума на население, проживающее вблизи аэропорта «Елизово». Приводится анализ заболеваний, полученных от воздействия шума. Также в статье приводятся методики и оборудование, которое используется для проведения замеров и анализа результатов. В заключение представлены предварительные результаты, полученные в ходе выполнения научно-исследовательской работы.

Ключевые слова: авиационный шум, замеры, методики, аэропорт.

Данная статья продолжает серию публикаций, посвященных вопросам воздействия авиационного шума на людей, проживающих вблизи аэропортов, и выполнена в рамках НИР № 01201365642 «Оценка шумового воздействия от деятельности авиации на окружающую инфраструктуру и застройку жилых домов в районе аэропорта «Петропавловск-Камчатский»».

Как фактор неблагоприятного воздействия на человека и среду его обитания авиационный шум возник с появлением поршневой авиации. Первоначально проблема ограничивалась шумом, создаваемым воздушными винтами. Однако со вступлением авиации в реактивную эру, когда основными источниками шума стали аэрогазодинамические потоки в силовой установке и аэродинамический шум обтекания планера, последствия влияния авиационного шума стали вызывать озабоченность широко круга специалистов. Потребность в увеличении грузоподъемности летательных аппаратов и скорости их полета привела к увеличению тяги силовых установок, в результате чего резко возросла звуковая мощность, создаваемая воздушными судами. С развитием авиации, ростом международного авиапарка и интенсивности полетов проблема только обострялась.

Действующие сегодня международные требования по нормированию авиационного шума начали формироваться на основании принятой в 1968 г. резолюции Ассамблеи ИКАО, в которой впервые обозначалась важность проблемы авиационного шума в окрестностях аэропортов. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации (1971 г.) содержит информацию о правилах описания и измерения авиационного шума, реакциях человека на авиационный шум, сертификации воздушных судов по шуму, критериях установления эксплуатационных приемов снижения авиационного шума, контроле за использованием земельных участков и приемах снижения шума при опробовании двигателей на земле. Уже на стадии формирования концепции воздушного судна необходимо закладывать такие его характеристики, которые обеспечат минимальное воздействие как на окружающую среду, так и на пассажиров и экипаж. Реализация данного подхода требует детальной проработки сценариев применения создаваемого самолета, учитывающих его место в транспортной системе, базу данных полетов, зоны негативного влияния вблизи аэропортов, а также влияние на климат на крейсерских режимах полета. Создание новых технологий снижения шума непосредственно связано с исследованием физической природы его образования и изучением закономерностей формирования акустических полей. Об актуальности проблемы свидетельствует дальнейшее ужесточение норм по шуму, рекомендованное решениями 9-го совещания Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (CAEP/9), состоявшееся в феврале 2013 г. в Монреале. Новые нормы вводятся с 31 декабря 2017 г. и будут касаться только самолетов новых типов взлетной массой выше 55 т, а с 31 декабря 2020 г. для воздушных судов, у которых взлетная масса ниже указанного значения. Сертифицированные за последние годы новые модификации самолетов

ведущих стран удовлетворяют нормам ИКАО по шуму на местности с большими запасами и легко укладываются в новые нормы. Так как проблема дальнейшего снижения шума самолетов на местности является одной из приоритетных задач, то идет интенсивный поиск технических решений, которые обеспечат это снижение шума.

Установлено, что реакции организма человека на акустические раздражители разнообразны и зависят от частоты звуковых волн, интенсивности и продолжительности. Звуки с частотами 40 кГц нарушают нервно-сенсорные структуры внутреннего уха, не повреждая барабанной перепонки и среднего уха, они поражают кортиева орган. Непрерывная звуковая экспозиция приводит к медленному прогрессирующему снижению слуховой чувствительности первоначально в диапазоне высоких тонов, а затем распространяется на соседние частоты. Снижение остроты слуха, связанное с пониманием разговорной речи, наблюдается уже при уровне шума свыше 75 дБ. У человека, регулярно пребывающего под воздействием шума с уровнем 90 дБ, наступает не только снижение слуха, но и способности сосредоточения внимания. Болевые ощущения возникают при уровнях звукового давления между 130 дБ и 140 дБ, при 160 дБ может произойти разрыв барабанной перепонки.

Хроническое воздействие шума может приводить к акустическому стрессу, причем не только слуховой системы организма. Через волокна слуховых нервов раздражение шумом передается в центральную и вегетативную нервную системы, а через них воздействует на внутренние органы, влияет на психическое состояние человека, вызывая чувство беспокойства и раздражения. Воздействие шума на вегетативную нервную систему проявляется даже при звуке 40...70 дБА и не зависит от субъективного восприятия шума человеком. При уровнях звука выше 85 дБА могут наблюдаться вегетативные реакции в виде нарушения периферического кровообращения за счет сужения капилляров кожного покрова и слизистых оболочек, а также повышения артериального давления.

Пребывающие в условиях длительного шумового воздействия испытывают раздражительность, головные боли, головокружение, снижение памяти, повышенную утомляемость, понижение аппетита, боли в ушах. Такие сдвиги в работе ряда органов и систем организма человека могут вызвать негативные изменения в эмоциональном состоянии человека вплоть до стрессовых. Под воздействием шума снижается концентрация внимания, нарушаются физиологические функции, появляется усталость в связи с повышенными энергетическими затратами и нервно-психическим напряжением, ухудшается речевая коммутация [1].

Авиационный шум, являясь специфическим акустическим раздражителем, зависит от направления взлётно-посадочных полос и трасс пролётов самолётов, интенсивности полётов в течение суток и года, от типов воздушных судов и др., и оказывает существенное влияние на шумовой режим территории в окрестностях аэропортов.

Наиболее точная характеристика шумового режима на территории жилой застройки получается при определении эквивалентных уровней звука ($L_{экв}$), учитывающих максимальные уровни шума при пролете отдельных самолетов, время звучания верхних 10 дБ и интенсивность полетов в течение суток.

Эквивалентный уровень звука на жилой территории в окрестностях аэропорта при круглосуточной, интенсивной эксплуатации в дневное время составлял 80 дБА и в ночное время - 78 дБА. При удалении на 4 км от торца ВПП эквивалентные уровни звука уменьшаются до 77...70 дБА в дневное время и 70...75 дБА в ночной период суток в зависимости от класса аэропорта. В глубине жилой застройки на расстоянии 2...3 км перпендикулярно к оси ВПП эквивалентные уровни звука значительно меньше - 64...61 дБА в дневное время и 59...55 дБА в ночное. Исследования шумового режима в окрестностях аэропортов различных классов позволили установить картину зашумленности и условия распространения шума в жилых районах в радиусе 6 км. В пределах 4 ... 6 км от ВПП, где сосредоточены трассы взлета и захода на посадку, зона ожидания, движение самолетов наиболее интенсивно влияет на шумовой режим местности [2].

Если учесть, что аэропорты расположены, как правило, в черте города либо непосредственно среди жилой застройки, то не вызывает сомнений тот факт, что создаются крайне неблагоприятные акустические условия для местного населения.

Одновременно с измерениями уровней шума изучается субъективная реакция населения на авиационный шум путем опроса людей, проживающих в населенных пунктах, расположенных в районе аэропортов, методом анкетирования. Характер субъективного восприятия шума населением различается в зависимости от продолжительности шумовой нагрузки, вида деятельности и отдыха в разные периоды суток. Поэтому в качестве системы оценки используют показатель $L_{экв}$, который позволяет произвести энергетическое суммирование звуковой энергии, воздействующей в течение суток.

При анкетировании опрашивают местных жителей, постоянно проживающих вблизи аэропортов в радиусе 10 км. При обработке данных были получены следующие результаты: вызываемое шумом раздражение особенно усиливается в старших возрастных группах. Лица в возрасте до 40 лет предъявляют 50% жалоб, 41...50 лет - 74%, старше 51 года - 91% (в последней группе преобладают лица, проводящие большую часть свободного времени в домашних условиях) [2].

Жители домов, расположенных в окрестностях аэропорта «Елизово» в Петропавловске-Камчатском, отмечают, что в период наиболее интенсивных полетов (летний сезон массовых отпусков) у них усиливается нервозность, раздражительность, учащаются головные боли и нарушения сна, быстрее наступает утомление, сложнее сосредоточиться на работе. Жалобы на ощущение тревоги и страха у детей, на вибрацию домов или посуды предъявляют жители домов, близко расположенных к трассе взлетов и посадок самолётов и к площадкам опробования двигателей. Наибольшее беспокойство испытывают пенсионеры и люди, страдающие заболеваниями нервной и сердечно-сосудистой систем, в частности, гипертоники.

Для принятия решений по уменьшению воздействия авиационного шума были проведены исследования.

Аэропорт «Елизово» по действующей в РФ классификации аэродромов гражданской авиации (НГЭА СССР) относится к классу «А» и соответствует кодовому обозначению «4Е» по стандарту Международной организации гражданской авиации (ИКАО). Он годен к эксплуатации воздушных судов Ил-62, Ту-154, Ил-86, Ту-134, Як-40, Ил-96-300, Ил-76, Ан-124-100, Ту-204, Ту-214, Б-777, Б-767, А-320 и других типов ВС 3 и 4 классов, вертолетов всех типов. В настоящее время аэродром имеет две параллельные взлетно-посадочные полосы с искусственным покрытием с расстоянием между ними в осях 210 м:

- ИВПП-1 с МКпос 163пр/343лев (ИВПП-1 16R/34L);
- ИВПП-2 с МКпос 163лев/343пр (ИВПП-2 16L/34R);
- сеть рулежных дорожек (РД I-II);
- перрон и МС МО;
- перрон и МС гражданского сектора.

ИВПП-1 16R/34L длиной 2500 м и шириной 60 м введена в эксплуатацию в 1958 г. и после строительства ИВПП-2 16L/34R в 1978 г. выведена из эксплуатации по причине износа покрытия.

ИВПП-2 16L/34R длиной 3400 м и шириной 60 м введена в эксплуатацию в 1978 г.

К основным источникам шума в аэропорту относятся эксплуатируемые воздушные суда, создающие высокие уровни звукового давления при работе двигателей как в наземных условиях на летном поле, так и при пролетах по трассе на высоте до 2000 м.

Согласно п. 2.6 СанПиН 2.2.1/2.1.1.1200-03 вдоль стандартных маршрутов полета в зоне взлета и посадки воздушных судов устанавливается расстояние от источника физического воздействия, уменьшающее эти воздействия до значений гигиенических нормативов (санитарные разрывы) [3].

Согласно письму Роспотребнадзора № 01/6084-8-32 от 09.06.2008 г. в настоящее время для оценки авиационного шума следует руководствоваться ГОСТ 22283-88 «Шум авиационный».

Допустимые уровни шума на территории жилой застройки. Методы его измерения», который устанавливает максимально допустимые уровни авиационного шума на территории жилой застройки при взлете, пролете, посадке самолетов и вертолетов, а также при опробовании авиадвигателей [4].

В проекте расчетной санитарно-защитной зоны аэропорта Петропавловск-Камчатский проведена оценка воздействия авиационного шума на территорию в районе аэропорта. При оценке авиационного шума были построены контуры авиационного шума по методике из «Рекомендаций по установлению зон ограничения жилой застройки в окрестностях аэропортов гражданской авиации из условий авиационного шума» согласно письму №01/6084-8-32 Роспотребнадзора, исходя из наиболее неблагоприятных условий эксплуатации – в период пика перевозок (летний период) [5].

Построение контура максимального уровня звука на дневное время суток выполнено для наиболее «шумного» типа ВС, эксплуатируемого на аэродроме на начало разработки проекта реконструкции аэропорта.

По данным ФГУП ГосНИИ ГА полуширина контура максимального уровня звука $L_{Amax} = 85$ дБА (дневная эксплуатация) при рулении ВС 2-й шумовой группы типа Ил-96, Ту-154, Ту-134 составляет 250 м и при рулении ВС типа Ил-76, А-319/320/321, Б-757/737 и др. 3 и 4 шумовых групп – 180 м.

Расчетный суммарный изоконтур шума, создаваемого рулением ВС на территории аэропорта Петропавловск-Камчатский, был построен по критерию максимального уровня звука в ночное $L_{Amax} = 75$ дБА и дневное $L_{Amax} = 85$ дБА время суток (согласно ГОСТ 22283-88) для наиболее «шумных» ВС (Ил-96).

В соответствии с результатами построения зон санитарного разрыва по фактору «авиационный шум» при ночной эксплуатации ВС типа Л-410 и дневной эксплуатации ВС типа Ил-96 в зону неблагоприятного воздействия попадает значительное количество населенных пунктов, находящихся в непосредственной близости от аэропорта Петропавловск-Камчатский: Авиагородок; пос. Заречный; пос. Двуречье; пос. Красный; пос. Нагорный; пос. Новый; пос. Крутобереговой; садовые участки.

В настоящее время в аэропорту Елизово эксплуатируются воздушные суда гражданской авиации Боинг-777, А-320, Боинг-767, Сухой SJ, Ту-204, Боинг-737, Л-410, Як-40, Ан-28, вертолеты Ми-8.

В целом ситуация с шумовым воздействием для санитарно-эпидемиологического благополучия населения вблизи аэропорта Петропавловск-Камчатский после реконструкции является удовлетворительной.

Для подтверждения результатов расчета согласно Санитарно-эпидемиологическому заключению № 41.КЦ.08.000.Т.000236.10.11 от 18.10.2011 г. проведены натурные исследования авиационных шумов, действующих в зоне жилых домов в районе аэропорта Петропавловск-Камчатский.

Анализ результатов исследований позволяет выявить места доминирующего действия источников и количественно оценить уровни шумового загрязнения от рассматриваемого аэропорта только в части гражданской авиации. Данные по эксплуатации и совершению взлетно-посадочных операций воздушных судов Министерства обороны РФ получить и соответственно учесть при расчете невозможно.

Порядок выполнения замеров шума и их последующая оценка выполнялись в соответствии с требованиями гигиенических нормативов:

- МУК 4.3.2194-07. Контроль уровня шума на территории жилой застройки, в жилых и общественных зданиях и помещениях;

- ГОСТ 22283-88. Шум авиационный. Допустимые уровни шума на территории жилой застройки и методы его измерения.

Для проведения замеров уровней звукового давления были выбраны 12 контрольных точек на границе жилой застройки.

При измерении авиационного шума использовалось оборудование: шумомер Testo-816 № 1039933, свидетельство о поверке № 5201/441 (СП №0067959), действительное до 6 мая 2014 г.; шумомер-анализатор спектра Октава 101А заводской номер 3А204/03011, свидетельство о поверке № 7339/441, действительное до 07 июня 2014 г.; шумомер-вибромметр Алгоритм 03, № 16668/19598/41432/2875, свидетельство о поверке 13/507 от 06.02.2013 г. до 06.02.2014 г.

При проведении измерений существуют ограничения. Так измерения не проводят во время осадков, при скорости ветра более 5 м/с, отрицательных температур воздуха, а также при неблагоприятных сочетаниях температуры и относительной влажности окружающего воздуха.

Исследование авиационного шума в зоне жилой застройки района расположения аэропорта Петропавловск-Камчатский проводилось в соответствии с Санитарно-эпидемиологическим заключением № 41.КЦ.08.000.Т.000236.10.11 от 18.10.2011 г.

Максимально допустимые значения уровней звука на территории жилой застройки по ГОСТ 22283-88 приведены в табл. 1.

Таблица 1

Время суток	Эквивалентный уровень звука $L_{A_{экв}}$, дБ (А)	Максимальный уровень звука при единичном воздействии $L_{A_{max}}$, дБ (А)
День (с 7.00 ч до 23.00 ч)	65	85
Ночь (с 23.00 ч до 7.00 ч)	55	75

Согласно СН 2.2.4/2.1.8.561-96 «Шум на рабочих местах, в помещениях жилых и общественных зданий и на территории жилой застройки» допустимые уровни шума для населения не должны превышать значений, приведенных в табл. 2 [6].

Таблица 2

Время суток	Эквивалентный уровень звука $L_{A_{экв}}$, дБ (А)	Максимальный уровень звука при единичном воздействии $L_{A_{max}}$, дБ (А)
День (с 7.00 ч до 23.00 ч)	55	70
Ночь (с 23.00 ч до 7.00 ч)	45	60

Измерения шума показали превышение нормативного значения максимального уровня звука в Авиагородке, Заречным, Двуречье, Нагорном:

- по ГОСТ 22283-88 - $\Delta L_{A_{max}} = 9,6$ дБА;

- по СН 2.2.4/2.1.8.562-96 - для дневного времени $\Delta L_{A_{max}} = 14,6$ дБА и для ночного времени $\Delta L_{A_{max}} = 24,6$ дБА.

Таким образом, предварительный анализ измерений авиационного шума в установленной санитарно-защитной зоне (СЗЗ) аэропорта Петропавловск-Камчатский показал необходимость установки в зонах жилой застройки звукоизолирующих окон для снижения воздействия шума.

Звукоизоляция определяется конструкцией окна (толщиной стекол, расстоянием между стеклами, количеством камер в стеклопакете, а также газовой средой, заполняющей эти камеры) и качеством монтажа, определяющим герметичность притвора.

Согласно СН 2.2.4/2.1.8.562-96 «Шум на рабочих местах, в помещениях жилых, общественных зданий и на территории жилой застройки» в жилых комнатах квартир допустимый максимальный уровень звука с 7.00 ч до 23.00 ч равен $L_{A_{max}} = 55$ дБА, с 23.00 ч до 7.00 ч - $L_{A_{max}} = 45$ дБА.

Следовательно, при действующем $L_{A_{max}} = 84,6$ дБА для дневного времени необходимо установить звукоизолирующие окна со звукоизоляцией $R_A = 30 \dots 40$ дБА.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Феоктистова Т.Г., Феоктистова О.Г., Наумова Т.В.** Производственная санитария и гигиена труда: учеб. пособие. - М.: ИНФРА-М, 2013. - С. 283-284.
2. **Феоктистова О.Г., Феоктистова Т.Г.** Оценка шумовой обстановки на территории жилой застройки вблизи аэропортов // Актуальные тенденции развития фундаментальных и прикладных наук на рубеже XXI века: монография. - М.: Рос. гос. аграр. заоч. ун-т, 2013. - С. 40-44.
3. **СанПиН 2.2.1/2.1.1.1200-03.** "Санитарно-защитные зоны и санитарная классификация предприятий, сооружений и иных объектов".
4. **ГОСТ 22283-88** «Шум авиационный. Допустимые уровни шума на территории жилой застройки методы его измерения».
5. **Феоктистова Т.Г., Феоктистова О.Г.** Безопасность жизнедеятельности: пособие по выполнению практических работ «Оценка пригодности территории в окрестностях аэропорта к застройке из условий шума». - М.: МГТУ ГА, 2004.
6. **СН 2.2.4/2.1.8.561-96** «Шум на рабочих местах, в помещениях жилых и общественных зданий и на территории жилой застройки».

**STUDY OF THE ACTION OF AVIATION NOISE
IN THE ENVIRONMENTS OF AIRPORT "ELIZOVO"****Feoktistova O.G., Naumova T.V., Feoktistova T.G.**

Investigation of the impact of aircraft noise on the population in the vicinity of the «Elizovo» airport. In the article investigates the impact of aircraft noise on people living near the population in the vicinity of the «Elizovo» airport. Different diseases obtained from noise exposure. The article have been analyzed provides methods and equipment which are used to measure and analyze the results. In conclusion, the preliminary results obtained in the course of scientific research are cited.

Key words: aviation noise, the measurements, the procedure, the airport.

Сведения об авторах

Феоктистова Оксана Геннадьевна, окончила МИИГА (1988), доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, академик Академии авиации и воздухоплавания, автор более 100 научных работ, область научных интересов – инженерная экология, экологическая безопасность технологических процессов ремонта АТ, математическое моделирование в экологии, экологические последствия аварий (катастроф).

Наумова Татьяна Владимировна, окончила МИИГА (1988), кандидат философских наук, доцент кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор 65 научных работ, область научных интересов – экологические аспекты проблемы безопасности, методология исследования экологических рисков.

Феоктистова Тамара Герасимовна, окончила КИИГА (1967), доцент кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 70 научных работ, область научных интересов – безопасность жизнедеятельности, инженерная экология, экологическая безопасность технологических процессов ремонта АТ.

УДК 629.73:35.078

МЕТОДИКА ДУАЛЬНЫХ ШКАЛ ПРИ ЭКСПЕРТНОМ ОЦЕНИВАНИИ ПАРАМЕТРОВ ДЕРЕВА ПРОМЕЖУТОЧНЫХ СОБЫТИЙ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОГО ПРОИСШЕСТВИЯ С УЧЕТОМ БАРЬЕРОВ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ И ПАРИРОВАНИЯ

А.И. ОРЛОВ, Ю.Г. САВИНОВ, А.Ю. БОГДАНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Зубковым Б.В.

В статье обосновывается двухуровневая методика экспертного оценивания параметров дерева промежуточных событий при развитии авиационного события/происшествия на основе логико-вероятностной модели, совмещающей в себе преимущества двух широко используемых методов: «Анализ видов и последствий потенциальных отказов» (FMEA) и «Анализ дерева неисправностей» (FTA) [1].

Ключевые слова: авиационное событие/происшествие, логико-вероятностное дерево событий, экспертные оценки, ранговые и абсолютные шкалы, дуальная рангово-абсолютная экспертиза.

1. Введение

Фундаментальная проблема создания комплексной информационно-аналитической компьютерной системы управления деятельностью авиакомпании, нацеленной на поддержание нормативного уровня безопасности полетов, стоит в повестке дня уже многие годы. Здесь отчетливо проявляется противоречие между желаниями сотрудников авиакомпании (АК), отвечающих за планирование мероприятий по безопасности полетов, и стремлением специалистов в области математического и компьютерного моделирования, создающих комплексную математическую и информационную (многофакторную, многоуровневую) модель развития авиационного события. Первым хотелось бы иметь простой и надежный инструмент количественной оценки и прогнозирования риска авиационного события, оценки материального ущерба и автоматизированного выбора мероприятий, ослабляющих до приемлемого уровня влияние наиболее значимых факторов опасности. Вторые, объективно оценивая реальную сложность и непростую формализуемость задачи математического моделирования, не могут, как правило, предложить единую математическую модель с обозримым числом параметров, что приводит к декомпозиции общей задачи на большое количество подзадач и подсистем, исследующих многочисленные факторы, влияющие на безопасность полетов (средовые, машинные, человеческие факторы и др.). И в результате разработчики не могут предложить заказчику полностью автоматизированную систему, которой мог бы пользоваться специалист, не имеющий полного представления о внутренней структуре системы.

В работе [1] предпринята попытка создания нового подхода к моделированию и численному анализу безопасности технических систем. Это инновационная комбинация двух традиционных и широко используемых методов анализа надежности: «Анализ видов и последствий потенциальных отказов» (FMEA) и «Анализ дерева неисправностей» (FTA). Анализ комбинаций отказов – значимое преимущество FTA перед FMEA. Однако использование FTA требует специальных знаний, определенного опыта в области анализа и даже эвристических постулатов, что в совокупности приводит к упущениям из анализа некоторых из видов отказа или их комбинаций [2].

Объединение методов для анализа безопасности на уровне авиапредприятия требует специальных подходов. В статье [1] обосновывается применение подхода FTA-FMEA для построения «дерева событий» с целью расчета (прогнозирования) риска авиационного события. Проведенный в течение 2011-2012 гг. специалистами АК «Волга-Днепр» и научными сотрудниками Ульяновского государственного университета анализ показал, что подход к расчету риска авиаци-

онных событий, основанный на построении деревьев событий, с использованием методологии FMEA-FTA применим для задач прогнозирования вероятностей авиационных событий (АС) в авиакомпании. Предлагаемая методология существенно упрощает процедуру и сокращает время построения деревьев по сравнению с использованием классического вероятностного анализа безопасности.

Однако исключительная сложность авиационно-транспортной системы и малые вероятности и риски, как следствие редких случайных событий, требуют проведения дополнительных специальных исследований, обеспечивающих достоверность параметров логико-вероятностных деревьев промежуточных событий, с учетом барьеров предотвращения и парирования. В противном случае точность прогноза вероятности авиационного события нельзя признать удовлетворительной.

В частности, большое значение имеет точная оценка так называемых «передаточных коэффициентов» в деревьях событий, которые служат основой формул расчета вероятности текущего узла многоуровневого дерева событий по вероятностям узлов нижнего уровня. При этом вероятности событий нижнего уровня (факторов опасности) предполагаются вычисленными на основе обновляемых статистических данных и средств объективного контроля. Смысл передаточных коэффициентов в первом приближении совпадает с условными вероятностями события верхнего уровня при условии осуществления событий нижнего уровня. При этом предполагается, что структура дерева событий приведена к каноническому виду, когда данное событие верхнего уровня связано с событиями нижнего уровня только логическими связями «и» или только логическими связями «или». Передаточные коэффициенты несут в себе также скрытый корректирующий смысл, связанный с неполнотой информации и неточностью математической модели. Поэтому определять эти коэффициенты только на основании статистических данных (что далеко не всегда возможно) не представляется целесообразным. По мнению авторов, гораздо перспективнее выявить этот неявный корректирующий смысл передаточных коэффициентов на основе опроса экспертов (пилотов, шеф-пилотов), что предполагает наличие специальной методики анкетирования и обработки полученных результатов.

В данной статье предлагается методика расчета экспертных оценок передаточных коэффициентов в деревьях событий на основе совместного использования ранговых и абсолютных шкал, что вызвано объективной невозможностью прямого опроса экспертов о величине передаточного коэффициента (т.е. условной вероятности).

Заметим, что разработка специальных методик опросов и обработки экспертных оценок в сфере обеспечения безопасности полетов до настоящего времени вызывает интерес исследователей [3], но в данном случае проведение «тонкого» экспертного оценивания и разработка специальной методики обработки результатов объективно вызваны повышенными требованиями к точности, предъявляемыми исходной задачей построения логико-вероятностного дерева авиационного события.

2. Методика экспертного оценивания на основе дуальных шкал

Предположим, что некоторое промежуточное событие A в дереве событий зависит от k событий предыдущего уровня B_1, B_2, \dots, B_k с логической связкой «или». Логическая связка «и» приводит к одному передаточному коэффициенту, который может быть оценен усреднением ответов экспертов. Таким образом, необходимо оценить k передаточных коэффициентов $P_j \approx P(A|B_j), j = 1, \dots, k$. Будем считать, что мы располагаем n экспертами, которые в равной степени компетентны в данной области. Экспертам предлагается заполнить таблицу.

Осуществились события	Последующее событие А	
	Оценка 1* – по убыванию влияния	Оценка 2** – влияние по 5 - балльной шкале
B_1	$X_i(1)$	$Y_i(1)$
B_2	$X_i(2)$	$Y_i(2)$
...
B_k	$X_i(k)$	$Y_i(k)$

Рис. 1. Шаблон анкеты экспертного опроса (фрагмент)

Оценка типа 1 $X_i(j)$ – это кластеризованная ранжировка (обработка кластеризованных ранжировок подробно рассмотрена в главе 4 книги [4]), т.е. упорядочение факторов опасности внутри заданной группы (допускается одинаковая оценка факторов, в таком случае они объединяются в группу – кластер, ранги внутри кластера усредняются). Оценка типа 2 $Y_i(j)$ – это отношение фактора к одной из пяти упорядоченных градаций (как при оценке знаний учащихся). Здесь $i = 1, \dots, n$, $j = 1, \dots, k$; n – число экспертов; k – число событий в группе.

Эти оценки используются в дальнейшем для расчета оценок событий в группе, в которой есть элемент, поддающийся количественной оценке по статистическим (например, из [5]) или экспертным данным, а также для построения поправочных коэффициентов к средним значениям вероятностей базовых событий в дереве (факторов опасности), которые должны быть заданы заранее, т.е. определены из текущего прогноза или по соответствующим базам данных.

Первый шаг – переход от набора ранжировок Оценки 1 к таблице рангов. В результате n экспертов получают численные оценки k событий $X_i(j)$, где $i = 1, 2, \dots, n$ – номера экспертов, $j = 1, 2, \dots, k$ – номера событий в группе, причем $X_i(j)$ – это ранг события j для эксперта i . При отсутствии связанных рангов среди указанных экспертом чисел встречаются по одному разу все числа от 1 до k , т.е. все ранги. Использование связанных рангов допустимо, данные экспертов корректируются на этапе статистической обработки.

Тогда весовые коэффициенты событий имеют вид

$$\lambda(j) = \frac{\sum_{i=1}^n X_i(j)}{\sum_{j=1}^k \sum_{i=1}^n X_i(j)}, \quad j = 1, 2, \dots, k. \quad (1)$$

Таким образом, вес события – это сумма всех его оценок экспертами, деленная на сумму всех оценок событий экспертами (по всем событиям в группе).

Поскольку оценки – это ранги, то

$$\sum_{j=1}^k \sum_{i=1}^n X_i(j) = n(1 + 2 + 3 + \dots + k) = \frac{nk(k+1)}{2}. \quad (2)$$

***Оценка 1.** Отметить каждое осуществившееся событие номером в порядке убывания его влияния на последующее событие по частоте (1 – если событие наступило, то оно чаще других событий из списка приводит к последующему событию и т.д.), т.е. сравниваются (ранжируются) вероятности возникновения последующему событию, если произошли события из левого столбца.

****Оценка 2.** Оценить каждое осуществившееся событие по 5-балльной шкале по силе влияния (1 – практически не влияет; 2 – влияет слабо; 3 – умеренно влияет; 4 – сильно влияет; 5 – очень сильно влияет), т.е. оценивается в балльной системе насколько велика вероятность возникновения последующему событию, если произошло событие из левого столбца.

Это соотношение верно и в случае использования связанных рангов. Подставляя формулу (2) в формулу (1), получаем, что веса событий имеют вид

$$\lambda(j) = \frac{2 \sum_{i=1}^n X_i(j)}{nk(k+1)}, \quad j = 1, 2, \dots, k. \quad (3)$$

Оценки 1 и 2 разнонаправленные, поэтому для совместного использования оценок первого и второго типов $X_i(j)$ и $Y_i(j)$ формулы (1) - (3) надо модифицировать. То есть, если $X_i(j)$ – оценка 1 (ранг) события j для эксперта i , то её надо заменить на $k+1 - X_i(j)$. Данная замена приводит при расчете весовых коэффициентов к следующей формуле

$$\hat{\lambda}(j) = \frac{2}{k} - \lambda(j), \quad j = 1, 2, \dots, k, \quad (4)$$

где k – число событий в группе.

Проверка согласованности ответов экспертов при использовании экспертных оценок типа 1 состоит в том, что итоговые ранжировки комиссии экспертов строятся двумя способами. Первый – на основе упорядочения сумм рангов (в использованных выше обозначениях – на основе весов событий, заданных формулой (4) для оценки 1, формулой (3) для оценки 2). Второй – на основе упорядочения медиан рангов, выставленных экспертами определенным событиям (при этом итоговой оценкой события j является медиана рангов $X_i(j)$, где $i = 1, 2, \dots, n$ – номера экспертов). Две итоговые ранжировки подвергаются процедуре согласования, в результате которой события, по поводу упорядочения которых нет единого мнения, выделяются в отдельные кластеры. Весовые коэффициенты для событий, попавших в один кластер, усредняются. Практика показывает, что число таких событий обычно мало по сравнению с общим числом событий.

Идеально, если бы пилоты смогли оценить для каждого из событий B_1, B_2, \dots, B_k , с какой вероятностью оно приведет, если произошло, к появлению события A . Но, как показывает практика опросов, многим пилотам это сделать трудно. Пилотам легче провести операцию сравнения вероятностей и рисков, которая более свойственна мышлению эксперта (и любого человека), чем операция оценивания в виде числа. Поэтому в данной методике анкетирования мы просим экспертов только сравнить эти вероятности между собой (Оценка 1), а оценить вероятность только одного (желательно, самого важного) из событий $P_j \approx P(A|B_j)$, $j = j^*$ (по разработанной дополнительной анкете). Это самое важное (или наиболее легкое для экспертного оценивания) случайное событие выбирается на основе результатов предварительного тура анкетирования.

Принимается, что отношение $\hat{\lambda}(j)/\hat{\lambda}(j^*)$, построенное для оценки 1, показывает, во сколько раз чаще встречается событие j по сравнению с событием j^* . Предположим, что для события с номером j^* статистическими (на основе соответствующей базы данных) или экспертными (по дополнительной анкете) методами найдена количественная (т.е. численная, не порядковая) оценка вероятности $P_j^* \approx P(A|B_{j^*})$.

Тогда для события с номером j оценка находится из соотношения

$$\frac{P_j^*}{P_j} = \frac{\hat{\lambda}(j^*)}{\hat{\lambda}(j)}, \quad P_j = \frac{\hat{\lambda}(j)}{\hat{\lambda}(j^*)} P_j^*. \quad (5)$$

В случае, если количественно определенными оказываются оценки нескольких событий, зависимость переменной P от переменной λ может быть найдена методами регрессионного анализа [6] исходя из пар (λ, P) , для которых P количественно определена. Для остальных пар в качестве оценки вероятности события используются восстановленные значения.

Так как в анкетах не указывается сила проявления события A , которая может быть различной в зависимости от события $B_j, j=1, \dots, k$, вводится скорректированная оценка вероятности, используя оценку 2. Здесь главной причиной коррекции является возможность парирования экипажем воздействия события B_j на появление события A .

Кроме того, во-первых, оценка 2 позволяет определить, правильно ли эксперты поняли методику. Например, если эксперт маловажному фактору (Оценка 1, например, равна 3) присваивает большую вероятность в дополнительной анкете, то Оценка 2 должна быть не больше, чем у более важных факторов, у которых оценка 1 меньше 3. Кроме этого, если в дополнительной анкете эксперт поставил для этого фактора оценку условной вероятности $P_j^* \approx P(A|B_j)$, например, 50%, то это должно означать, что более важные факторы должны иметь не меньшую вероятность. Во-вторых, оценка 2 позволяет «сбалансировать» оценки на основе оценки 1, дающей ранжировку без учета «расстояния» между сравниваемыми факторами, и на основе оценки 2 можно некоторым образом оценивать близость по влиянию (или, наоборот, различие) факторов опасности. Например, если эксперт всем факторам поставил высокую Оценку 2 (например, всем 5), то мы по одной вероятности из дополнительной анкеты «восстановим» остальные вероятности с учетом того, что они не сильно отличаются друг от друга (все высокие). Эти рассуждения приводят к следующей формуле для расчета скорректированной условной вероятности

$$\widehat{P}_j = P_j \frac{\bar{Y}(j)}{\max_{1 \leq j \leq k} \bar{Y}(j)}, \quad j = 1, \dots, k, \quad (6)$$

где $\bar{Y}(j)$ – средняя оценка 2 для j -го фактора, т.е. $\bar{Y}(j) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Y_i(j)$. Заметим, что формула (6)

допускает модификации в зависимости от целей коррекции, например, знаменатель может быть равен 5 (максимальный балл). Тогда все оцененные передаточные коэффициенты (условные вероятности) будут в той или иной степени уменьшаться.

В связи с введением поправочных коэффициентов возникает естественный вопрос о выводе корректной математической формулы, позволяющей «умножать» вероятность на любой поправочный коэффициент. Можно предложить следующую процедуру, заменяющую некорректное умножение. Если P_0 – исходная вероятность, $K \in (0, +\infty)$ – поправочный коэффициент, то вместо формулы $P_1 = K \cdot P_0$ для скорректированной вероятности P_1 нами предлагается следующая формула (рис. 2)

$$P_1 = \frac{K \cdot P_0}{1 + P_0 \cdot (K - 1)}. \quad (7)$$

Данная формула выводится из соображений пропорционального увеличения или уменьшения в K раз отношения вероятностей «успеха» P_0 и «неудачи» $(1 - P_0)$, а именно

$$\frac{P_1}{1 - P_1} = K \cdot \frac{P_0}{1 - P_0}.$$

Заметим, что для формулы (5) $K = \frac{\widehat{\lambda}(j)}{\widehat{\lambda}(j^*)}$, и вероятность P_j может быть скорректирована,

если вместо умножения на коэффициент использовать преобразование по формуле (7). Для малых значений (меньше 0,1) вероятности P_j^* формулы (5) и (7) дают близкие значения (рис. 2).

Аналогично, формула (6) $\widehat{P}_j = P_j \frac{\overline{Y}(j)}{\max_{1 \leq j \leq k} \overline{Y}(j)}$ также может быть скорректирована с использованием преобразования (7).

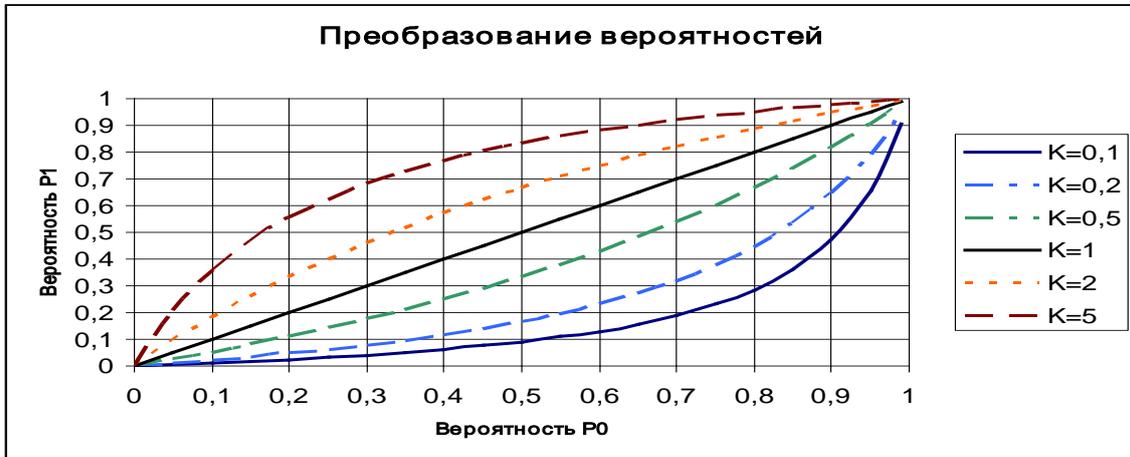


Рис. 2. Изменение значений вероятности по формуле (7) при $K = 0,1; 0,2; 0,5; 1; 2; 5$

3. Заключение

Разработанная методика позволяет оценивать передаточные параметры и корректировать базовые средние вероятности для дерева событий при развитии авиационного события/происшествия на основе логико-вероятностной модели [1]. Совместное использование в анкетах двух ранговых разнонаправленных оценок и вспомогательной абсолютной оценки позволяет учесть влияние барьеров предотвращения и парирования (в экспертном отражении) на вероятность события верхнего уровня в дереве событий. Оценка 2 позволяет «сбалансировать» оценки передаточных коэффициентов на основе оценки 1, дающей ранжировку без учета «расстояния» между сравниваемыми факторами на основе оценки 2 можно некоторым образом оценивать близость по влиянию (или, наоборот, различие) факторов опасности. Возможно также использование более продвинутых процедур на этапе проверки согласованности, например, коэффициента конкордации Кендалла и Б. Смита и т.п. Углубленный статистический анализ экспертных оценок, полученных от летного состава АК, представляет как научный, так и практический интерес, однако на данной стадии разработки представляется достаточным ограничиться базовыми процедурами (формулы (1) – (7)).

Работа выполнена в рамках федеральной целевой программы "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" на 2009-2013 гг., а также при поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках постановления правительства РФ № 218.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шаров В.Д., Макаров В.П. Методология применения комбинированного метода FMEA-FTA для анализа риска авиационного события // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 174(12). - С. 18-24.
2. Зубков Б.В., Шаров В.Д. Теория и практика определения рисков в авиапредприятиях при разработке системы управления безопасностью полетов. - М.: МГТУ ГА, 2010.
3. Агеев А.С. Методика проведения экспертных оценок деятельности авиапредприятия по обеспечению безопасности полетов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 174(12). - С. 69-72.
4. Орлов А.И. Организационно-экономическое моделирование: учебник: в 3 ч. - Ч. 2. Экспертные оценки. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.

5. Руководство по информационному обеспечению автоматизированной системы обеспечения безопасности полетов воздушных судов гражданской авиации Российской Федерации (АСОБП). - М.: Аэронавигационное консалтинговое агентство, 2002.

6. Орлов А.И. Прикладная статистика. - М.: Экзамен, 2006.

THE METHODOLOGY OF DUAL SCALES IN EXPERT ESTIMATING PARAMETERS OF AN INTERMEDIATE EVENTS TREE OF AVIATION ACCIDENT DEVELOPMENT WITH PREVENTION AND PARRYING BARRIERS

Orlov A.I., Savinov Yu.G., Bogdanov A.Yu.

The new dual methodology of expert estimation of the parameters of intermediate events tree in the development of aviation event / incident is elaborated in the article on the basis of logical and probabilistic model that combines the advantages of both widely used methods FMEA and FTA [1].

Key words: aviation accident/incident, logical-probability tree of events, expert estimates, order and absolute scales, dual rank-absolute methodology.

Сведения об авторах

Орлов Александр Иванович, 1949 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1971), профессор, доктор экономических наук, доктор технических наук, кандидат физико-математических наук, автор более 700 научных работ, область научных интересов – статистические методы, организационно-экономическое моделирование.

Савинов Юрий Геннадьевич, 1978 г.р., окончил УлГУ (2000), докторант УлГУ, кандидат физико-математических наук, доцент УлГУ, область научных интересов – модели накопления повреждений, анализ надежности, управление безопасностью полетов.

Богданов Андрей Юрьевич, 1971 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1993), кандидат физико-математических наук, доцент УлГУ, автор более 120 научных работ, область научных интересов – нелинейные неавтономные системы, математическая теория управления, инженерные приложения теории вероятностей.

УДК 504.6:656; 504.6:654

РОЛЬ ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ПЕРСОНАЛА В ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

М.В. АРТЮХОВИЧ, О.Г. ФЕОКТИСТОВА

В статье исследуется роль персонала по техническому обслуживанию воздушных судов в обеспечении безопасности полетов, представлены статистические данные и причины ошибочных действий инженерно-технического персонала. Причины ошибочных действий персонала проанализированы в рамках взаимосвязи личностных с человеческими факторами.

Ключевые слова: техническое обслуживание, инженерно-технический персонал, человеческий фактор.

В современных условиях возрастает важность учета человеческого фактора при техническом обслуживании (ТО) воздушных судов. Безопасность и эффективность полетов становятся связанными с качеством работы людей, проверяющих и обслуживающих самолетный парк авиакомпаний [1].

Степень безопасности полетов (БП) закладывается при создании авиационной техники (АТ). Для поддержания этого уровня инженерно-технический состав в процессе массовой эксплуатации и применения АТ должен обеспечить выполнение требований генерального конструктора по обслуживанию, режимам и условиям ее применения. Однако этим не исчерпывается роль инженерно-технического состава по обеспечению БП. В процессе массовой эксплуатации и применения АТ инженерно-технический состав выявляет имеющиеся недостатки конструкции ЛА, регламентов, руководств по летной и технической эксплуатации, формулирует требования и предложения по их совершенствованию (изменение регламентов, ограничений и т.д.). Благодаря этим действиям уровень БП летательных аппаратов в процессе массовой эксплуатации существенно возрастает [2].

Техническое обслуживание (ТО) – это комплекс работ и операций по поддержанию работоспособности, обеспечению исправности летательного аппарата и готовности его к полетам.

В гражданской авиации существуют следующие виды ТО: оперативное, периодическое, сезонное и специальное, отличающиеся объемом и сложностью работ, потребным временем и периодичностью их выполнения. Основными из перечисленных видов являются оперативное и периодическое ТО [3].

Совершенствование авиационной техники и методов ее обслуживания в процессе массовой эксплуатации, с одной стороны, и стремление летного состава по мере освоения новой техники максимально использовать ее возможности, с другой, приводят к изменению распределения причин авиационных происшествий (АП) между персоналом и техникой.

В обеспечении БП непосредственное участие принимает состав управления и руководства полетами, инженерно-авиационной службы, службы материального и аэродромно-технического обеспечения, службы связи и радиотехнического обеспечения, медицинской службы. Распределение АП между различными группами, обслуживающими самолеты, представлено в табл. 1. В данной таблице за 100% приняты авиационные происшествия по вине персонала.

Таблица 1

№ п/п	Причина авиационного события	%
1	Нарушения и упущения в организации полетов (НОП)	16...24
2	Нарушения и упущения (ошибочные действия) при управлении воздушным движением и руководстве полетами (НРП)	10...16
3	Нарушения и ошибочные действия летного состава (НПП)	40...60
4	Нарушения и упущения в медицинском (НмедО), метеорологическом (НМетО) и радиотехническом (НРТО) обеспечении полетов	6...7
5	Нарушения и упущения в аэродромно-техническом обеспечении полетов (НАТО)	3...6
6	Нарушения и упущения в инженерно-авиационном обеспечении полетов (НИАО)	8...11

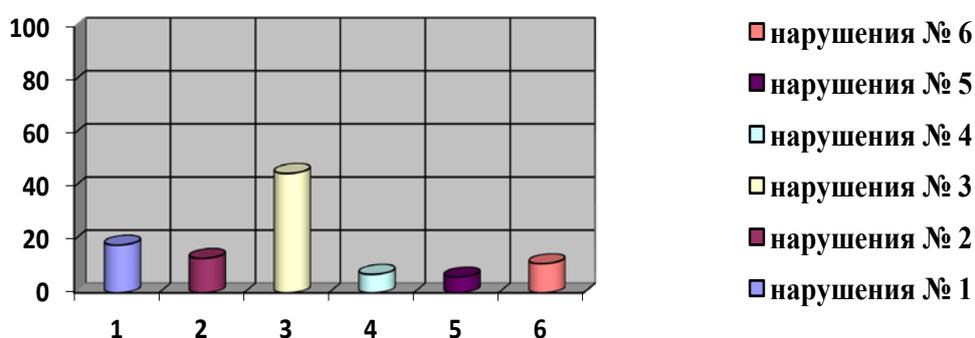


Рис. 1. Распределение АП по вине персонала

По данным табл. 1 может показаться, что поскольку полное устранение АП по вине инженерно-технического состава (ИТС) не решает проблемы обеспечения БП, то его влияние на предотвращение АП невелико. В действительности роль инженерно-авиационной службы в обеспечении безопасности полетов исключительно велика. Статистические данные по отказам и неисправностям АТ показывают, что в процессе подготовки техники к полетам, проведении регламентных и других видов работ выявляются и устраняются 96% отказов и неисправностей. Однако некоторая их часть (4%) проявляется или возникает в полете. При этом 97,5% отказов и неисправностей, проявившихся в полете, не имеют последствий и лишь 2,5% приводят к последствиям. Из всего количества отказов и неисправностей АТ по вине персонала ИТС, приводящих к последствиям, 57% создают угрозу безопасности полетов, а 0,5% приводят к АП. Эти данные свидетельствуют, с одной стороны, об эффективности принятой в авиации системы технической эксплуатации, а с другой стороны, ежегодное достаточно большое (8...11%) количество АП по вине персонала ИТС вызывает настоятельную необходимость дальнейшего улучшения работы ИАС частей и предприятий промышленности по обеспечению безопасности полетов.

Из анализа статистических данных по АП, приведенных в табл. 1, необходимо иметь в виду, что у разных групп персонала различна и роль в обеспечении эффективности и безопасности полетов ЛА.

Несомненно, ошибка человека при техническом обслуживании является причиной некоторых происшествий, имевших место в авиатранспортных компаниях.

ИТС в процессе обслуживания и ремонта АТ может допустить ошибку, приводящую либо к внесению новой неисправности, либо к пропуску имеющейся, либо к созданию условий для проявления отказов техники. Значительная часть допущенных ошибок устраняется перед

вылетом самолета и обнаруживается при контроле технического обслуживания. Однако некоторая часть ошибок, пропущенных при контроле, может проявиться в полете, а также привести к отказу систем и отдельных агрегатов.

Из статистического анализа данных по ошибочным действиям ИТС очевидны следующие причины ошибок ИТС:

- недостаточный уровень профессиональной подготовки;
- неблагоприятные личностные (психофизиологические) качества специалистов;
- эргономические недостатки АТ, ухудшающие качество деятельности ИТС в процессе эксплуатации и ремонта.

В свою очередь, к *личностным* факторам относятся первые две группы причин ошибочных действий.

Личностные факторы, как правило, взаимосвязаны с *человеческими* факторами, обусловленными особенностями взаимодействия человека с авиационной техникой и включающими как эргономические свойства техники, так и условия взаимодействия человека с ней.

Например, недостатки специалистов ИАС психофизиологического характера особенно проявляются при выполнении физически тяжелых работ в сочетании с умственным и эмоциональным напряжением, при несоблюдении санитарно-гигиенических условий на рабочих местах (недостаточная защита от шумов и вибрации, воздействие высокочастотного излучения, паров и продуктов сгорания горюче-смазочных веществ, резкие климатические воздействия, недостаточная механизация трудоемких физических работ, нарушение режима труда и отдыха). Психофизиологическая нагрузка на специалиста возрастает в условиях ограниченного времени, высокого темпа проводимых работ, повышенной личной ответственности за исход выполнения задания и наличия различных помех в работе. Снижению работоспособности также способствуют конфликтные отношения по службе или в семье.

Таким образом, перечисленные выше условия взаимодействия человека с авиационной техникой способствуют появлению ошибочных действий ИТС психофизиологического (личностного) характера.

Способствуют появлению ошибок персонала и эргономические недостатки техники. Недостаточная проработка эргономических вопросов на этапе ее создания приводит к переносу этих недостатков на новые поколения АТ и повторению ошибок со стороны специалистов ИАС в процессе ее эксплуатации и ремонта.

Характерным примером появления ошибочных действий специалистов ИАС из-за эргономических недостатков является непреднамеренная неполная сборка «унифицированных сочленений» тяг, качалок различных систем ЛА из-за отсутствия у исполнителя ощущения законченности операции в процессе сборки, а у контролирующего лица – элементов привлечения внимания к законченности сборки соединения. Поэтому при организации и проведении таких работ необходимо, кроме плановых мероприятий (допуск только высококвалифицированных исполнителей, совершенствование пооперационного контроля), обращать внимание на психофизиологическое и эмоциональное состояние конкретного специалиста и фактический уровень его профессиональной подготовленности (личностные факторы).

Статистическими исследованиями установлено, что у ЛА наиболее низкими эргономическими свойствами обладают тормозные системы (90% от общего количества ошибок, допускаемых специалистами по самолету и двигателю) и системы приемников воздушных давлений (90% ошибок, допускаемых специалистами по авиационному оборудованию). В целом по всем системам ЛА более 30% ошибок персонала ИТС, обусловленных эргономическим несовершенством, оказывают существенное влияние на безопасность полетов [2].

Наиболее характерными ошибками ИТС являются следующие:

- перепутывание при подсоединении идентичных близко расположенных штуцеров топливной, гидравлической, воздушной, кислородной и других систем, штепсельных разъемов и отдельных проводов, места установки блоков, агрегатов, деталей и других соединительных элементов – 48,9%;

- непреднамеренное повреждение оборудования и элементов бортовой электрической сети – 22%;
- нарушение технологии выполнения операций – 11%;
- ошибки при монтаже болтовых соединений (перезатяжка или недозатяжка гаек) – 5,2%;
- неправильная выставка исходных данных – 3,4%;
- неправильные замер параметров и считывание показаний приборов, неудобный (недоверенный) контроль – 4,6%;
- неправильная регулировка – 2,6%;
- неправильная установка крышек заправочных горловин – 1,7%;
- несвоевременное снятие заглушек и чехлов – 0,6% [2].

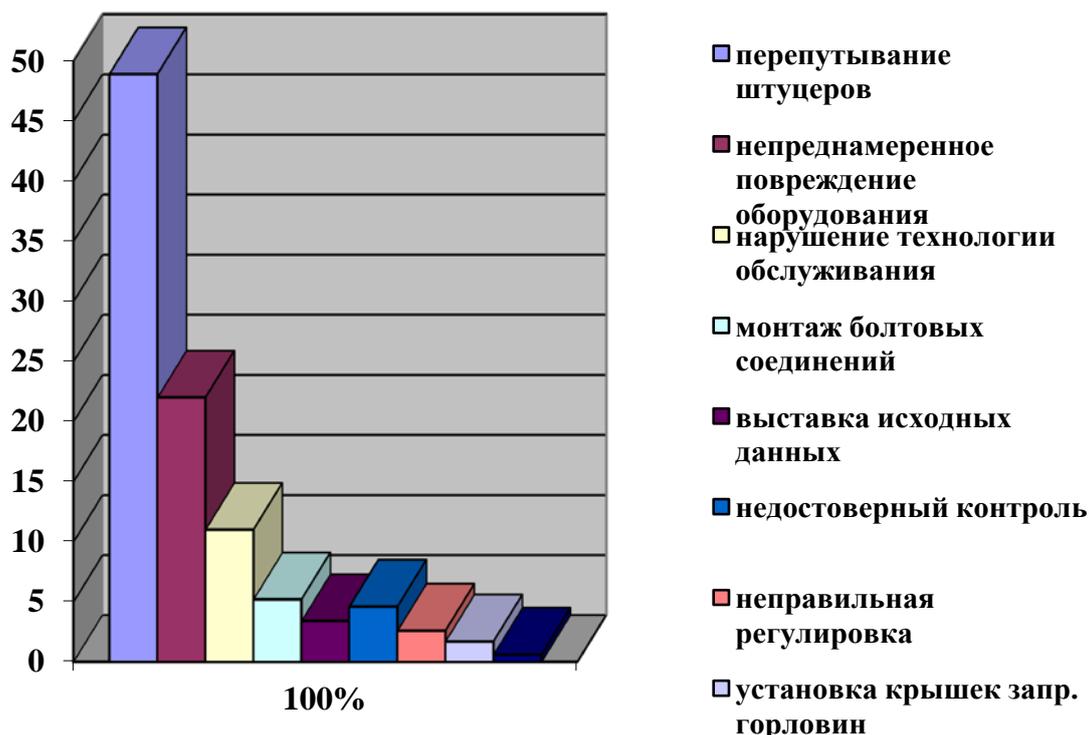


Рис. 2. Характерные ошибки инженерно-технического персонала

Анализ вышеуказанных данных показывает, что около 40% ошибок допускается вследствие перепутывания при подсоединении штепсельных разъемов, отдельных проводов и штуцеров топливной, гидравлической, воздушной и кислородной систем из-за идентичности стыковочных элементов и их близкого взаимного расположения. Эти ошибки являются наиболее опасными и в большинстве случаев приводят к авиационным происшествиям.

Таким образом, почти каждая ошибка ИТС по существу является следствием комплексного взаимодействия низкого уровня профессиональной подготовленности специалистов и их психофизиологических недостатков с невысокими эргономическими свойствами АТ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Чинючин Ю.М., Полякова И.Ф.** Основы технической эксплуатации и ремонта авиационной техники. - М.: МГТУ ГА, 2004. - Ч. I.
2. **Иванов В.С.** Безопасность полетов летательных аппаратов. - М.: ВВИА им. проф. Жуковского, 2003.
3. **Чинючин Ю.М.** Технологические процессы технического обслуживания летательных аппаратов: учебник. - М.: Университетская книга, 2008.

THE ROLE OF THE TECHNICAL STAFF IN THE FLIGHT SAFETY

Artyuhovich M.V., Feoktistova O.G.

The article deals with the role of the maintenance personnel in the safety of flights. Statistical data and the reasons of wrong actions of the maintenance personnel are presented. The reasons of wrong actions of the personnel are analysed within the interrelation of personal and human factors.

Key words: maintenance, engineering personnel, the human factor.

Сведения об авторах

Артюхович Мария Викторовна, окончила МГТУ ГА (2010), аспирантка МГТУ ГА, автор 11 научных работ, область научных интересов – вопросы обеспечения безопасности полетов с учетом влияния человеческого фактора.

Феоктистова Оксана Геннадьевна, окончила МИИГА (1988), академик Академии авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – инженерная экология, экологическая безопасность технологических процессов ремонта АТ, математическое моделирование в экологии, экологические последствия аварий (катастроф).

УДК 629.735.017

ДИНАМИКА ФАКТОРОВ РИСКА ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СРЕДЫ ПРИ НАЗЕМНОМ ОБСЛУЖИВАНИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

А.И. ИВАНОВ, Н.И. НИКОЛАЙКИН, Ю.Г. ХУДЯКОВ

Статья продолжает серию публикаций, посвящённых исследованию проблемы управления риском производственной среды при техническом обслуживании авиационной техники для предупреждения негативных авиационных событий в гражданской авиации.

В работе рассматривается динамическая система формирования факторов производственной среды подготовки воздушного судна к полету. Поскольку накопление рисков от полета к полету происходит дискретным образом, для математической формализации динамики состояния системы разработана модель на основе дискретных отображений. Проведено исследование простейших стационарных режимов и их устойчивости. Показана возможность неоднозначного поведения системы.

Ключевые слова: гражданская авиация, обслуживание воздушного судна, производственная среда, риск, динамическая модель, дискретное отображение, устойчивая точка, цикл, условие устойчивости, мультипликатор.

Введение

В системе управления процессами эксплуатации авиационных предприятий (АП) обеспечение безопасности жизнедеятельности (БЖД) пассажиров и персонала, занятого на всех стадиях этого процесса, является одной из важнейших задач каждого конкретного АП и гражданской авиации (ГА) в целом. При этом условия производственной среды на всех стадиях эксплуатации авиационной техники (АТ) и, в частности, при техническом обслуживании (ТО) АТ оказывают значительное влияние на профессиональный риск (риск профессиональных заболеваний и риск травматизма) обслуживающего персонала, который в итоге определяет риски результатов их профессиональной деятельности, транспонирующиеся на объект производственной деятельности – на обслуживаемую АТ.

Виды рисков, их взаимосвязи и особенности проявления в условиях эксплуатации АП ГА изложены авторами в работе [1]. В работе [2] была предложена оригинальная методология выявления и учёта причин с последующей комплексной оценкой рисков производственной среды при ТО и ремонте АТ, используемой в процессах авиаперевозок. Было выявлено, что связанный с условиями производственной среды уровень производственного риска соответствующего персонала влияет на риски безопасности полётов [2] и на экологические риски [3] в гражданской авиации.

Следующая научная проблема исследования особенностей управления риском производственной среды при ТО АТ с целью предупреждения негативных авиационных событий в авиационной транспортной системе состоит в необходимости разработки динамической модели формирования риска производственной среды в процессе работ по техническому обслуживанию АТ. Статическая математическая модель формирования факторов риска производственной среды предложена авторами [4] на основе метода свертки матриц-критериев. Однако существенной особенностью процесса подготовки воздушного судна к полету является накопительный эффект рисков. Управление системой рисков в этом случае необходимо рассматривать как динамическую систему. Анализ динамики системы идентификации и оценки рисков с помощью дискретных отображений [5-7] позволяет выявить корреляционные связи событий риска производственной среды между различными категориями персонала и риска отдельных производственных образований.

Поскольку накопление рисков от полета к полету происходит дискретным образом, для математической формализации динамики состояния системы в данном случае предлагается вос-

пользоваться моделью дискретного отображения для переменной x , описывающей один из факторов-критериев производственной среды предприятия

$$x_{n+1} = px_n - qx_n^3. \quad (1)$$

В уравнении (1) индексная переменная n принимает неотрицательные целые значения $0, 1, 2, 3, \dots$ и обозначает номер итерации, т.е. является аналогом дискретного отсчета времени. При увеличении величины n на единицу происходит переход к следующему временному отрезку (моменту измерения переменной), при этом реальный интервал времени между измерениями не является постоянным (фактически, реальным интервалом времени является время между двумя последовательными полетами данного судна), а величина n «считает» число совершенных полетов или число подготовок судна к полету.

Положительные параметры p и q в уравнении (1) являются коэффициентами при соответствующих степенях переменной. Коэффициент линейного слагаемого p имеет физический смысл постоянной составляющей скорости v изменения переменной при каждой итерации

$$v_{n+1} = x'_{n+1} = p - 3qx_n^2. \quad (2)$$

Коэффициент q при нелинейном слагаемом показывает, что скорость эта непостоянна и убывает по мере увеличения числа шагов. Уменьшение скорости изменения переменной происходит неравномерно (зависит от значения переменной), что следует из уравнения

$$v'_{n+1} = x''_{n+1} = -6qx_n. \quad (3)$$

Нелинейная составляющая в уравнении (1) описывает обратную связь в системе, отрицательный характер обратной связи ограничивает рост переменной x и фактически позволяет избежать непредвиденной катастрофической ситуации. Кубический характер нелинейности обусловлен эмпирически установленной зависимостью скорости роста фактора от его значения (уравнение (3)).

В связи с тем, что модель свертки факторов основана на их дихотомии [2], на каждом шаге итерации необходимо рассматривать динамику двух факторов, что приводит нас к системе двух дискретных уравнений с двумя переменными факторами x и y , описывающими два факторакритерия из имеющегося множества (в нашем случае производственная среда описывается 9-ю факторами-критериями, как показано в [4]):

$$\begin{aligned} x_{n+1} &= p_1x_n - q_1x_n^3; \\ y_{n+1} &= p_2y_n - q_2y_n^3. \end{aligned} \quad (4)$$

Поскольку уравнения в системе (4) не связаны друг с другом, то система (4) адекватно описывает динамику для некоррелированных или слабо коррелированных факторов. При этом в случае коррелированных факторов модель (4) принимает вид:

$$\begin{aligned} x_{n+1} &= p_1x_n - q_1x_n^3 + rx_ny_n; \\ y_{n+1} &= p_2y_n - q_2y_n^3 - rx_ny_n. \end{aligned} \quad (5)$$

В системе (5) корреляция факторов описывается смешанным произведением $xу$ в каждом из уравнений. Коэффициент корреляции r , в отличие от других параметров, одинаков для уравнений системы, однако принимает противоположные по знаку значения: если один из факторов нарастает, то другой убывает, исходя из предположения, что влияние факторов друг на друга взаимнообратно.

Значения всех параметров модели устанавливаются экспертным и/или эмпирическим способами. При формировании переменных динамической модели рассматриваются нормированные значения факторов-переменных. Из этого следует, что нормированное значение фактора может превышать единицу, если сам фактор превышает значение, признанное предельно допустимым.

Анализ предлагаемой модели, определение стационарных режимов

Найдем неподвижные точки¹ одномерного отображения (1), которые отвечают положениям равновесия системы. Для каждой неподвижной точки выполняется условие: $x_{n+1} = x_n$ [6; 7], подставляя которое в уравнение (1), имеем

$$x_0 = px_0 - qx_0^3. \quad (6)$$

Первой неподвижной точкой является тривиальное положение равновесия $x_{01} = 0$. В этой точке найдем мультипликатор μ (параметр, отвечающий за устойчивость положения равновесия) [7; 8]

$$\mu_1 = f'(x_0) = p - 3qx_0^2 = p. \quad (7)$$

Неподвижная точка устойчива, когда $|\mu| < 1$ [6; 9]. Тривиальная неподвижная точка устойчива для параметра $p < 1$ (по физическому смыслу исследуемой модели рассматриваем только положительные значения параметра).

Поскольку нас интересуют только положительные значения переменной, то получаем, что существует только одна нетривиальная неподвижная точка

$$x_{02} = \sqrt{\frac{p-1}{q}}. \quad (8)$$

Неподвижная точка (8) появляется при $p > 1$, когда тривиальная неподвижная точка $x_{01} = 0$ становится неустойчивой (ибо, как показано выше, она устойчива в противном случае). Исследуем устойчивость неподвижной точки (положения равновесия) (8). Для этого найдем мультипликатор μ_2

$$\mu_2 = f'(x_{02}) = p - 3qx_{02}^2 = p - 3q \cdot \frac{p-1}{q} = 3 - 2p. \quad (9)$$

Из полученного в (9) следует условие устойчивости

$$-1 < 3 - 2p < 1 \quad \text{или} \quad 1 < p < 2. \quad (10)$$

Таким образом, получаем, что:

1. При $0 < p < 1$ отображение имеет одну устойчивую неподвижную точку $x_{01} = 0$. Данные значения параметра в исследуемой системе не могут быть реализованы, т.к. факторы производственной среды не принимают нулевых значений.

2. При $1 < p < 2$ отображение имеет одну устойчивую неподвижную точку $x_{02} \neq 0$.

3. При $p > 2$ обе особые точки неустойчивы. По аналогии с некоторыми другими известными отображениями [6] можно ожидать, что и в нашем случае у отображения появляются циклические режимы.

4. Как и в случае квадратичного отображения [10], параметр q не оказывает влияние на устойчивость неподвижной точки.

Выявим цикл периода 2 в области изменения параметра $p > 2$. Для этого по рекомендациям [7; 10] решим следующую систему уравнений

$$\begin{cases} x_2 = px_1 - qx_1^3; \\ x_1 = px_2 - qx_2^3. \end{cases} \quad (11)$$

Для упрощения системы (понижения её степени) найдем сумму и разность уравнений системы (11)

¹Неподвижные точки – это точки, соответствующие (отвечающие) положениям равновесия [5], т.е. буквально неподвижные, не меняющиеся с течением времени.

$$\begin{cases} x_2 - x_1 = p(x_1 - x_2) - q(x_1^3 - x_2^3) ; \\ x_2 + x_1 = p(x_1 + x_2) - q(x_1^3 + x_2^3) . \end{cases} \quad (12)$$

После сокращения общих множителей проведем замену переменных: $x_1^2 + x_2^2 = u$, $x_1 x_2 = v$. Тогда система уравнений (12) примет линейный вид

$$\begin{cases} -1 = p - q(u + v) ; \\ 1 = p - q(u - v) . \end{cases} \quad (13)$$

Дальнейшие преобразования позволяют получить решение линейной системы (13) в виде

$$\begin{cases} u = p/q \\ v = 1/q . \end{cases} \quad (14)$$

После обратной замены переменных и преобразований система (14) принимает вид

$$\begin{cases} x_1 + x_2 = \sqrt{\frac{p+2}{q}} ; \\ x_1 x_2 = \frac{1}{q} . \end{cases} \quad (15)$$

Применяя теорему Виета [11], представим корни (15) соотношениями

$$\begin{cases} x_1 = \frac{1}{2} \cdot \left(\sqrt{\frac{p+2}{q}} + \sqrt{\frac{p-2}{q}} \right) ; \\ x_2 = \frac{1}{2} \cdot \left(\sqrt{\frac{p+2}{q}} - \sqrt{\frac{p-2}{q}} \right) . \end{cases} \quad (16)$$

Корни (16) существуют при неотрицательном значении каждого из выражений под знаком арифметического корня. Поэтому 2-й цикл появляется при $p = 2$ (в этом случае корни совпадают), при $p < 2$ его существование невозможно, в этой области устойчива неподвижная точка. При $p = 2$ происходит бифуркация.

Найдем условие устойчивости 2-го цикла. По формуле производной сложной функции [11] мультипликатор цикла определяется следующим образом [6; 7]

$$\mu = [f(f(x_1))]'' = f'(x_2) f'(x_1) . \quad (17)$$

Подставляя (16) в (17), получаем

$$\begin{aligned} \mu &= (p - 3qx_1^2)(p - 3qx_2^2) = \left(p - \frac{3q}{4} \cdot \left(\sqrt{\frac{p+2}{q}} + \sqrt{\frac{p-2}{q}} \right)^2 \right) \cdot \left(p - \frac{3q}{4} \cdot \left(\sqrt{\frac{p+2}{q}} - \sqrt{\frac{p-2}{q}} \right)^2 \right) = \\ &= \left(p - \frac{3}{2} \cdot (p - \sqrt{p^2 - 4}) \right) \cdot \left(p - \frac{3}{2} \cdot (p + \sqrt{p^2 - 4}) \right) = \frac{1}{4} \cdot (p^2 - 9p^2 + 36) = 9 - 2p^2 . \end{aligned} \quad (18)$$

Как отмечено выше по [6; 9], цикл устойчив при выполнении неравенства $|\mu| < 1$

$$-1 < 9 - 2p^2 < 1, \text{ т.е. } 4 < p^2 < 5 .$$

С учетом положительности параметра получаем

$$2 < p < \sqrt{5} . \quad (19)$$

Таким образом, в точке $p = \sqrt{5} \approx 2,236$ 2-й цикл теряет устойчивость, происходит бифуркация² удвоения периода цикла (т.е. был цикл периода 2, стал цикл периода $2 \cdot 2 = 4$) [8].

²Бифуркация – приобретение нового качества динамической системы при малом изменении ее параметров, что соответствует перестройке характера движения системы. При бифуркации происходит смена топологической структуры разбиения фазового пространства динамической системы на траектории при малом изменении ее параметров [5].

Важно отметить, что параметр q при нелинейном слагаемом не влияет на устойчивость системы, однако он определяет амплитуду автоколебаний: чем больше параметр q , тем меньше разброс между двумя состояниями системы.

Дальнейшее прямое аналитическое исследование циклов и их устойчивости становится невозможным, что приводит к необходимости численного эксперимента с моделью.

Обсуждение и интерпретация результатов

Из представленного выше следует, что если параметр находится в интервале $1 < p < 2$, то независимо от начального значения переменной (одного из факторов производственной среды), с течением времени исследуемый фактор принимает фиксированное значение (8) и далее не изменяется. В рассматриваемом нами случае (анализ условий производственной среды) это означает, что при значениях параметра в интервале $1 < p < 2$ риски производственной среды (которые описываются выбранными факторами) не нарастают. Регулируя второй параметр q , можно с течением времени добиться уменьшения величины фактора.

При $p = 2$ происходит бифуркация, при дальнейшем увеличении параметра p вместо установления стационарного значения фактора он начинает меняться периодически с течением времени. Если и дальше увеличивать параметр p , ответственный за устойчивость стационарных решений, то колебания фактора будут иметь не два, а 4 возможных состояния, достигаемых поочередно. Затем 4-цикл превращается в циклы периода 8, 16 и т.д. При превышении некоторого критического значения параметра происходит переход системы в режим хаоса, когда предсказать значение фактора становится вовсе невозможно.

Рассматривая процедуру свертки двух факторов, следует обратиться к системе уравнений (4), если факторы слабо коррелируют друг с другом, или (5), если факторы существенно коррелированы.

Для двумерного отображения (4) полностью повторяются все вышеописанные сценарии. Поведение системы (5) более сложное, оно трудно поддается аналитическому исследованию [10], поэтому данную модель целесообразно анализировать путём проведения численного эксперимента.

Заключение

Накопление рисков с течением времени учитывает предложенная выше дискретная динамическая модель на основе нелинейного отображения. Двумерная модель отражает взаимодействие двух факторов при переходе с одного уровня свертки матриц на другой.

Существуют такие значения параметров предложенной нами модели, при которых:

1) малое отклонение от равновесного состояния приводит или может привести к неконтролируемому росту рисков авиатранспортной услуги;

2) малое отклонение от равновесного состояния приводит или может привести систему в другое равновесное состояние, причем этот переход при одних значениях параметров и начальных условий происходит в сторону увеличения рисков, а при других – в сторону уменьшения рисков, что представляет наибольший практический интерес;

3) на практике в динамике системы идентификации и оценки рисков с помощью дискретных отображений возможно неоднозначное поведение системы, при котором число принимаемых ею состояний более двух (что соответствует циклу периода 4 и более);

4) при дальнейшем увеличении параметра p и числа возможных состояний поведение системы становится непредсказуемым, чего стоит опасаться более всего.

Анализ динамики системы идентификации и оценки рисков с помощью дискретных отображений позволяет выявить корреляционные связи событий риска производственной среды между различными категориями персонала и риска отдельных производственных образований. В конечном итоге возможно управление рисками (а значит и их снижение) выполнения авиа-

транспортной работы, включая повышение безопасности полётов [12] в ГА и обеспечение в системе эксплуатации воздушного транспорта безопасности жизнедеятельности персонала отечественной авиационной транспортной системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Худяков Ю.Г., Николайкин Н.И. Виды рисков и особенности их проявления в авиатранспортной услуге, предоставляемой авиакомпанией // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2009. - № 149. - С. 7-13.
2. Николайкин Н.И., Худяков Ю.Г. Моделирование системы управления рисками при эксплуатации опасных производственных объектов // Химическое и нефтегазовое машиностроение. - 2012. - № 10. - С. 35-40.
3. Николайкин Н.И., Худяков Ю.Г., Макаров В.П. Предупреждение аварий на опасных объектах химии, нефтехимии и транспорта – эффективный метод защиты экосистем от загрязнения // XXI век: итоги прошлого и проблемы настоящего: научно-методический журнал, серия Экология. - 2012. - С. 182-186.
4. Николайкин Н.И., Худяков Ю.Г. Методология оценки влияния условий труда персонала авиапредприятий на риски в авиатранспортных процессах // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2013. - № 197. - С. 116-120.
5. Андронов А.А., Витт А.А., Хайкин С.Э. Теория колебаний. - М.: Наука, 1981.
6. Шарковский А.Н., Коляда С.Ф., Сивак А.Г., Федоренко В.В. Динамика одномерных отображений. - Киев: Наукова Думка, 1989.
7. Капранов М.В., Томашевский А.И. Регулярная и хаотическая динамика нелинейных систем с дискретным временем: учеб. пособие. - М.: Издательский дом МЭИ, 2009.
8. Анищенко В.С. Знакомство с нелинейной динамикой. - М., - Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2002.
9. Постнов Д.Э., Павлов А.Н., Астахов С.В. Методы нелинейной динамики: учеб. пособие. - Саратов: Изд-во СГУ им. Н.Г. Чернышевского, 2008.
10. Иванов А.И. Методика моделирования дискретных нелинейных динамических систем: учебно-методическое пособие. - М.: Изд-во «Мархотин», 2013.
11. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике. - 12-е изд. - М.: Наука, 1977.
12. Зубков Б.В., Прозоров С.Е. Безопасность полётов / под ред. Зубкова Б.В. - Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2013.

DYNAMICS OF RISK FACTORS OF PRODUCTION ENVIRONMENT DURING AERONAUTICAL EQUIPMENT GROUND SERVICING

Ivanov A.I., Nikolaykin N.I., Hudjakov Yu.G.

The article continues a series of publications devoted to research of risk management problem of production environment during aeronautical equipment ground servicing to prevent non-routine situations in civil aviation.

This article deals with formation of dynamic system environment factors of aircraft preparation for flight. As accumulation of risks from flight to flight occurs discretely, for mathematical formalization of the system of dynamic state the model is developed on the basis of discrete maps. The simplest stationary regimes and their stability have been studied. The possibility of system ambiguous behavior is considered.

Key words: civil aviation, aircraft servicing, production environment, risk, dynamic model, discrete mapping, stable point, cycle, stability condition, multiplier.

Сведения об авторах

Иванов Александр Иванович, 1989 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (2005), научный консультант ОАО «Быковский завод средств логического управления» (ОАО «Логика»), автор 15 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование социально-экономических систем в различных сферах экономики.

Николайкин Николай Иванович, 1950 г.р., окончил МИХМ (1972), доцент, доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 250 научных работ, область научных интересов – инженерная экология, экологическая безопасность ГА, организация производства на транспорте.

Худяков Юрий Григорьевич, 1948 г.р., окончил КАИ (1972) и Военную академию им. Ф.Э. Дзержинского (1983), сотрудник службы охраны труда, соискатель МГТУ ГА, автор 10 научных работ, область научных интересов – обеспечение безопасности производственных процессов в промышленности, на транспорте, в ГА.

УДК 620:621.763

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕРМОСТОЙКОСТИ УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИТОВ НА АВИАПРЕДПРИЯТИЯХ ДЛЯ ИХ БЕЗОПАСНОГО И ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ В ТЕПЛОНАПРЯЖЁННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

А.В. КОПЫЛОВ, Б.В. ЗУБКОВ

В статье рассмотрены актуальные проблемы по разработке, внедрению на предприятия авиационной промышленности экспериментальной установки и методики испытаний по определению термостойкости композитов на основе углеродных материалов (углеродные волокна, матрица), являющихся основным конструкционным материалом теплонапряжённых узлов авиационных двигателей нового поколения, предложены пути решения этих проблем.

Ключевые слова: авиационная техника «нового поколения», композиционные материалы, углерод-углеродные и углерод-керамические композиционные материалы, термостойкость, испытательное оборудование.

Введение

Широкие перспективы использования высокотемпературных углеродных композиционных материалов (КМ) в машиностроении, таких как углерод-углеродные и углерод-керамические композиционные материалы (УУКМ, УККМ), предопределяет их применение в качестве основного конструкционного материала в авиационной технике «нового поколения» - газотурбинные двигатели (ГТД) ПС-90А (вентилятор, сопло, лопатки турбокомпрессора) (рис. 1, 2) [1], CFM-56, устанавливаемые к воздушным судам (ВС) Ил-96-300, Ил-96-400, Ту-204-100, Ту-204-300, В-737, А-320. Это связано с их уникальными физико-механическими свойствами (рис. 3), обеспечивающими их преимущество по сравнению с традиционными материалами – металлы, металлические сплавы. Однако они весьма неустойчивы к воздействию активных газовых сред, в частности кислорода воздуха, при высоких температурах, так как происходит значительное снижение прочностных и упругих характеристик матричных материалов, являющихся основным компонентом композиционных материалов (КМ), также снижается прочность их соединений со многими типами волокон, т.е. на границе фаз (матрица-волокно). Поэтому решение проблемы их жаростойкой защиты в виде антиокислительных покрытий (рис. 2), являющиеся функционально-градиентными материалами, снимает главное препятствие к их широкому использованию в технике высоких температур. Но такие основные факторы, как неприемлемость для углеродных композитов методов испытаний, отработанных на металлах, высокая стоимость существующих отечественных углеродных композитов с покрытиями, их низкое качество, большой разброс физико-механических, физико-химических свойств (рис. 3) ввиду анизотропии свойств КМ (неодинаковости свойств по характерным направлениям армировки каркаса) по различным направлениям, недостаточное пополнение базы данных о термоциклической повреждаемости изделий из КМ, предъявляют новые требования к разработке новой методики и экспериментальной установки по определению термостойкости КМ на этапах их разработки и создания, в которой воспроизводятся натурные условия нагрева, соответствующие нагреву на эксплуатационных режимах запуска, малого газа, взлёта ГТД нового поколения.

Цель настоящего исследования: определение высокотемпературной совместимости составляющих КМ и защитных антиокислительных покрытий (образование трещин, расслоения, сколы, химическое взаимодействие и т.п.) путём проведения на экспериментальной установке вы-

сокотемпературных термоциклических испытаний модельных образцов из КМ, применяемых в изготовлении теплонпряжённых конструкций ГТД нового поколения.

Испытание - экспериментальное определение количественных и (или) качественных характеристик свойств объекта испытаний как результата воздействия на него при его функционировании, при моделировании объекта и (или) воздействий [2].



Рис. 1. Применение композитов в конструкции двигателей семейства ПС-90 А, изготовитель ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь

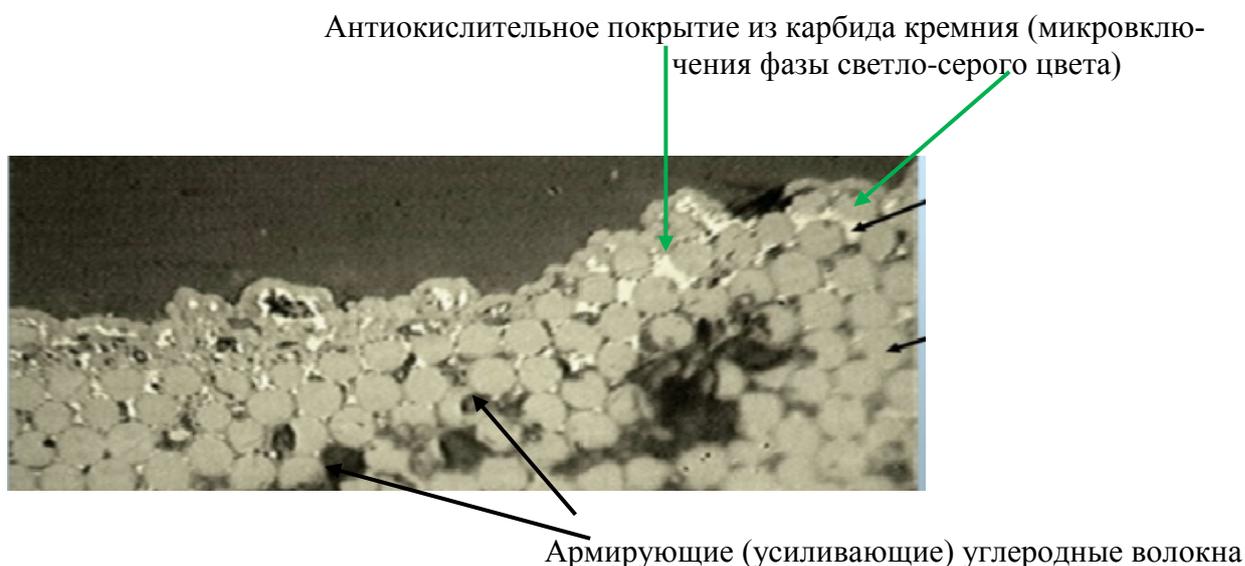


Рис. 2. Технология производства углерод-углеродных КМ с антиокислительными покрытиями для камеры сгорания авиационного двигателя ПС-90А: термохимическое силицирование, позволяющее распределить термостойкий компонент (покрытие) - SiC (карбид кремния) равномерно по всему объёму, обеспечивая термо- и антиокислительную защиту армирующих волокон



Рис. 3. Сравнение удельной прочности (σ/ρ), модуля упругости (E/ρ) углеродных КМ как зарубежного, так и отечественного производства с традиционными конструкционными материалами (Ti, Al, металлические сплавы)

Под термостойкостью (термическая стойкость) материала будем понимать способность хрупких материалов (огнеупорные материалы, неметаллические КМ) противостоять, не разрушаясь, сохраняя механическую прочность, термическим напряжениям, обусловленным изменениям температуры при нагреве и охлаждении [3]. Также термостойкость – способность изделия выдерживать, не разрушаясь, термический удар, возникающий в результате резкой смены температур – теплосмен (количество циклов нагрева и охлаждения). Обычно термостойкость измеряют в количествах теплосмен, которые образец способен выдержать, потеряв не более 20% своей массы или до появления трещин термической усталости, частичного или полного разрушения [3].

Повышенные температуры и нагрузки на максимальных режимах ГТД приводят к возрастанию числа отказов при увеличении наработки на этих режимах. Об этом свидетельствует уравнение регрессии [4]

$$\bar{t}_{\Sigma} = a_0 \cdot t_{\Sigma}^{0,248} \cdot t_n^{0,098} \cdot r^{-0,379}, \quad (1)$$

полученное в результате обработки данных о суммарных отказах совокупности нескольких типов ГТД пассажирских самолётов, где \bar{t}_{Σ} – средняя наработка на отказ, ч; a_0 – коэффициент ($a_0 > 0$); t_{Σ} – суммарная наработка парка двигателей с начала эксплуатации, ч; t_n – продолжительность полёта, ч; r – доля использованных максимальных режимов, %.

Механическую прочность σ композита с покрытием, применяющийся в конструкции ГТД, определяют ряд факторов:

$$\sigma = f(T(\tau); N; T_{\max}; \sigma_T(\alpha_{осн}; \alpha_n)), \quad (2)$$

где $T(\tau)$ – температурно-временной фактор: T – температура нагрева композита, τ – время теплового воздействия (экстремально быстрый нагрев, кинетика теплового косвенного нагрева (темп косвенного нагрева)); N – количество термоциклов; T_{\max} – максимальная температура нагрева поверхности изделия из КМ; $\sigma_T(\alpha_{осн}; \alpha_n)$ – величина термических напряжений в защитном покрытии, зависящая от $\alpha_{осн}$, α_n – коэффициенты линейного термического расширения (КЛТР) основы и покрытия.

Требования к обеспечению высокой стойкости КМ с защитными покрытиями к теплосменам заключаются в том, чтобы коэффициенты линейного термического расширения основы и покрытия должны быть близки и не должны отличаться более чем на $1 \cdot 10^{-6}$ град $^{-1}$, а прочность сцепления покрытия с основой должна быть максимально высокой

$$(\alpha_{осн} - \alpha_{п}) \leq 1 \cdot 10^{-6}. \quad (3)$$

Величина термических напряжений в покрытии зависит от формы изделий (например, камера сгорания – цилиндрическая оболочка, сопло – коническая оболочка), а также от различия КЛТР, модулей упругости и толщин контактируемых материалов и определяется из выражения

$$\sigma_T = \frac{E_n E_{осн} \Delta T (\alpha_{осн} - \alpha_n)}{E_{осн} + 2E_n (\delta_n / \delta_{осн})}, \tag{4}$$

где δ_T – величина термических напряжений модельного образца в виде пластины при разности температур ΔT получения $T_{пол}$, которая известна из технологической схемы изготовления композитов, и испытания $T_{исп}$; $E_n, E_{осн}$ – модули упругости покрытия и основы; $\alpha_n, \alpha_{осн}$ – КЛТР покрытия и основы; $\delta_n, \delta_{осн}$ – толщины покрытия и основы.

При $E_n \approx E_{осн}$ и малой $\delta_n / \delta_{осн} < 1$: $\delta_T \approx E_n \Delta T (\alpha_{осн} - \alpha_n)$. (5)

Сопоставление характеристик углеродных КМ, полученных в процессе эксперимента, с характеристиками, заявленными разработчиком-производителем, можно производить по алгоритму рис. 4 [1].

Опытные модельные образцы из КМ (рис. 5а) представляют собой цилиндрические столбики диаметром 10 мм и длиной 40 мм или пластины толщиной 3,5÷4,5 мм, шириной 10 мм и длиной 40 мм или 60 мм со сквозным отверстием 1,5 мм под крепление. Размеры и форма модельных образцов выбирались из следующих условий: форма натурального изделия ГТД (образец в виде цилиндра рис. 5б, если камера сгорания (цилиндрическая оболочка), образец в виде пластины рис. 5в, если сопло (коническая оболочка)); обеспечение возможности изготовить из них представительный шлиф поперечного сечения после термоциклирования для анализа состава и структуры КМ; косвенный нагрев образца в изотермической зоне нагревателя; возможность воспроизведения спектра теплосиловых нагрузок, воздействующих на натурные изделия из композита в процессе эксплуатации ГТД.

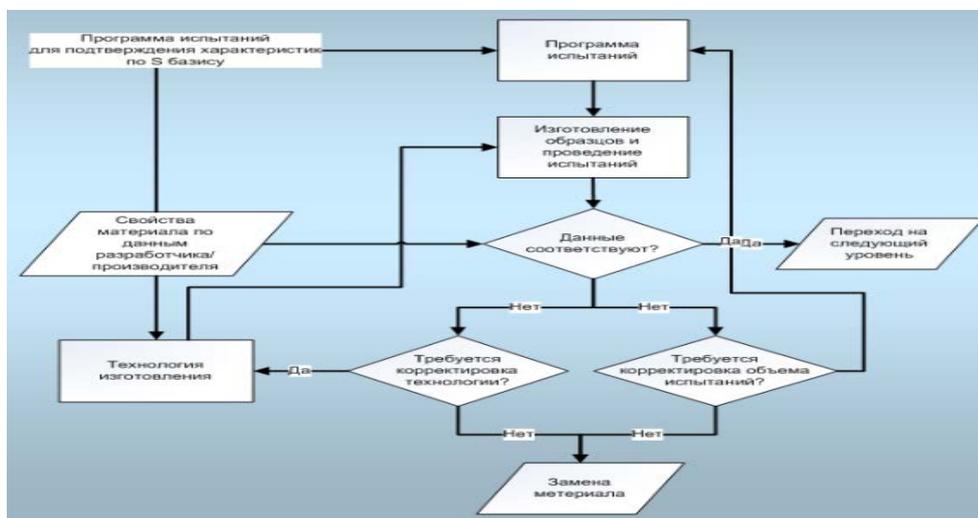


Рис. 4. Схема проверки соответствия материала заявленным свойствам [1]

Для экспериментального определения высокотемпературной термостойкости КМ и КМ с покрытием в отделении № 2 ФГУП "Центр Келдыша" была создана экспериментальная установка 2У-76 (рис. 6, 7). Нагрев испытуемых модельных образцов (рис. 5, 7 поз. 32) на установке 2У-76 осуществляется за счет воздействия радиационного теплового потока с внутренней цилиндрической поверхности трубчатого нагревателя из углерод-углеродного КМ (рис. 6, 7 поз. 15), габариты которого выбраны из условия обеспечения протяжённой изотермической зоны вдоль его оси для равномерного нагрева образцов. Испытания проведены в нейтральной среде (ге-

лий). Модельные образцы из КМ подвешивались на углеродной нити или проволоке из тугоплавкого материала, закрепляемой на верхней крышке нагревателя так, чтобы они находились в осевой области нагревателя внутри его изотермической зоны. Режимы испытаний должны обеспечивать адекватный перенос результатов испытаний модельных образцов из КМ на полномасштабные модели изделий, натурные изделия.

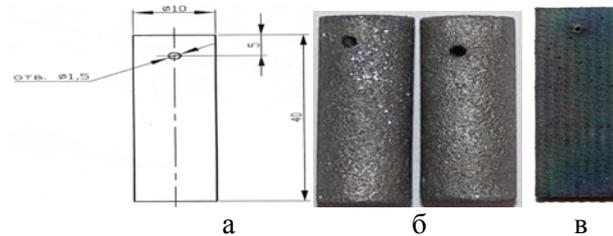


Рис. 5. Модельные образцы, используемые в термоциклических испытаниях:
а - геометрические размеры; б - цилиндрические образцы; в - образцы в форме пластины

Температура нагрева образца (рис. 5, 7 поз. 32) регистрировалась в значениях термоэлектродвижущей силы (ТЭДС) в милливольты по показаниям вольфрам-рениевой термопары с выводом на ПЭВМ (рис. 7 поз. 33), где спай термопары был расположен у верхнего торца образца. Затем осуществлялся перевод милливольт [мВ] в градусы Цельсия [°С] с помощью специального программного обеспечения. При необходимости дополнительно температура поверхности модельного образца из КМ измеряется тепловизором или пирометром. Для этого в корпусе экспериментальной установки предусмотрены смотровые окна (рис. 6), а в защитных экранах из молибденовой фольги (рис. 6, 7 поз. 19, 20), окружающих нагреватель для обеспечения повышенных температур с помощью переизлучения теплового потока, и в нагревателе из УУКМ сделаны прорезы. Температура нагрева образца, темп нагрева, время выдержки при заданной температуре, темп снижения температуры регулируются с пульта изменением подводимой к нагревателю электрической мощности. Режимы испытаний должны обеспечивать адекватный перенос результатов испытаний модельных образцов из КМ на полномасштабные модели изделий, натурные изделия. Для бесконтактного метода измерения температуры тепловизором поверхности модельного образца в нагревателе из УУКМ, в экранах из молибденовой фольги сделаны прорезы, а в рабочей камере смотровое окно (рис. 6).



Нагреватель из УУКМ
с прорезью

Экраны из молибденовой фольги
с прорезью

Смотровое окно

Рис. 6. Установка 2У-76 (стадии сборки)

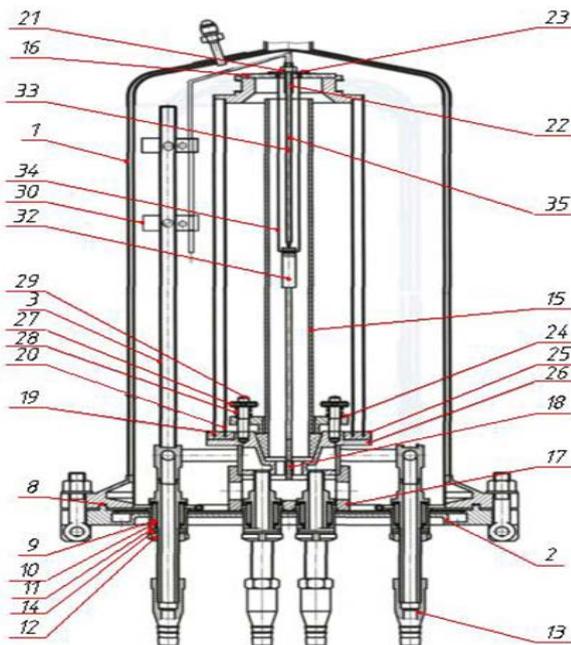


Рис. 7. Схема экспериментальной установки по определению термостойкости

Была осуществлена модернизация экспериментальной установки путём разработки и внедрения полезной модели [5] (рис. 8), относящейся к технике получения высоких температур в системах с резистивным нагревом, применяющейся в испытаниях высокотемпературных композиционных материалов и защитных покрытий на КМ, из которых изготавливаются теплонапряжённые конструкции АД нового поколения.

Высокий темп косвенного нагрева $40^{\circ}\text{C}/\text{с}$ при внедрении полезной модели показан на диаграмме зависимости температуры косвенного нагрева поверхности модельного образца от времени (рис. 9).

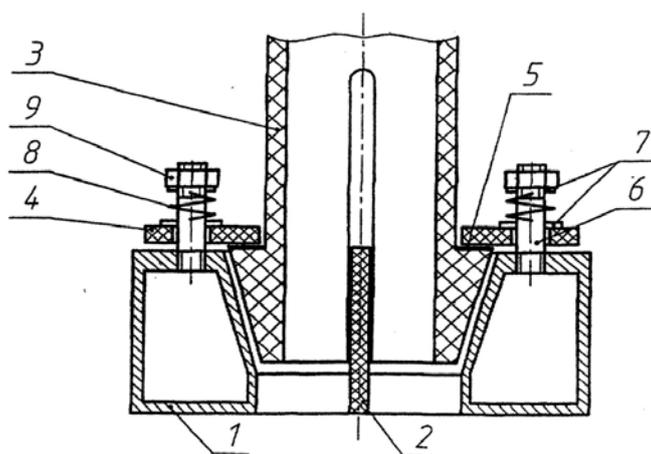


Рис. 8. Токоподвод к нагревателю из углерод-углеродных КМ для обеспечения высокого темпа косвенного нагрева и получения высоких экспериментальных температур:

1 – токоподводящая водоохлаждаемая труба, выполненная в виде двух полуколец; 2 – распорная электроизолирующая пластина; 3 – нагреватель из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ); 4 – графитовые упоры; 5 – кольцевая площадка нагревателя. Поджимной механизм: 6 – шпилька; 7 – шайба; 8 – пружина; 9 – поджимаемая гайка к нагревателю для обеспечения высокого темпа нагрева и получения высоких экспериментальных температур

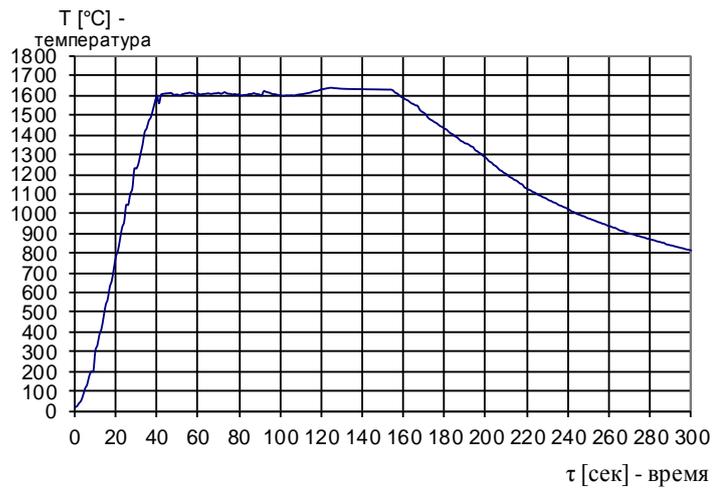


Рис. 9. Диаграмма $T(\tau)$ (T – температура нагрева; τ – время эксперимента), характеризующая режимы одного цикла теплового нагружения модельного образца и высокий темп нагрева $40^\circ\text{C}/\text{с}$ при внедрении полезной модели

Модельный образец, в котором были нарушены условия изготовления, не сохранивший целостность после одного цикла высокотемпературного термоциклического нагружения, показан на рис. 10.

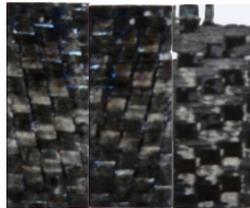


Рис. 10. Поверхность внутренних слоёв модельного образца (по плоскости расслоения) из слоистого КМ - керамокомпозит с покрытием из нитрид кремния $\text{C}/\text{Si}_3\text{N}_4$ (один цикл термического нагружения), не сохранивший целостность. Углеродный каркас из ткани «УТ-900». Толщина покрытия $\sim 5\% \text{ Si}_3\text{N}_4$. Температура получения $\sim 800^\circ\text{C}$

Таблица 1

Пример оформления протокола по высокотемпературным термоциклическим испытаниям на термостойкость образца-свидетеля из неметаллических КМ

№ опыта	Дата	Ток I, А	Напряжение U, В	Температура T, К	Длительность выдержки τ , с
1
N

Рабочая среда в камере – гелий (инертная среда), кислород, водород и др.

Давление рабочей среды p [МПа] и вакуум (низкий, средний), создаваемые в полости камеры, по показанию мановакуумметра.

Температура воды охлаждения по показаниям хромель-копелевых термопар: на входе в рабочую камеру – T_3 [°C], на выходе из электродов – T_2 , на выходе из рабочей камеры – T_1 [°C].

Масса образца до испытаний – $m_{\text{обр}}$ [г].

Масса образца после N испытаний – $m_{\text{обр}}$ [г].

Суммарная потеря массы образца m_Σ за N циклов нагружения.

После каждого испытания определяется вес образца, и его изменение во времени

$$\dot{m} = \frac{m_k - m_n}{S \cdot \Delta t}, \quad (6)$$

где m_n , m_k – начальная и конечная массы образца; Δt – время испытания на стационарном режиме; S – площадь поверхности образца.

Заключение

Результаты высокотемпературных термоциклических испытаний необходимы для решения задач:

- определения ресурса изделий из КМ по функции длительной прочности $\tau_i(\sigma_i, T_i)$, которая позволяет найти значение времени до разрушения элемента АД τ_i под действием напряжений σ_i при температуре T_i ;
- механики разрушения КМ и управления термоциклической повреждаемостью композитов в ГТД нового поколения: установление условий устойчивости трещин в упругих, упруго-пластических и вязкоупругих материалах, решение задач о распределении напряжений и деформаций в окрестности трещин композита, проверка адгезионного (сцепляющего) взаимодействия матрицы и волокна, являющихся основными компонентами КМ, определяющими уровень свойств границы раздела композита и сохранение их при эксплуатации;
- вывести характеристики трещиностойкости КМ при высоких температурах и термоциклическом нагружении.

ЛИТЕРАТУРА

1. Разработка технологии создания высоконагруженных деталей перспективных авиационных двигателей из композиционных материалов на полимерной, керамической, металлической матрицах. - Пермь: НТС ОАО «Авиадвигатель», 2009.
2. ГОСТ 16504-81. Система государственных испытаний продукции. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения. - Введ. 1982-01-01. - М.: Изд-во стандартов, 1982.
3. Машиностроительные материалы: краткий справочник / В.М. Раскатов, В.С. Чуенков, Н.Ф. Бессонова, Д.А. Вейс. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1980.
4. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей / Л.П. Лозицкий, Е.А. Коняев, В.П. Иванов, А.Н. Ветров, С.М. Дорошко и др. - М.: Воздушный транспорт, 1992.
5. Патент на полезную модель 94102 Российская Федерация. Токоподвод к нагревателю для высокотемпературных электронагревательных установок / Баскаков В.Н., Копылов А.В., Семёнова А.Н. 2010.

DEFINITION OF COMPOSITE THERMAL STABILITY AT ENTERPRISES OF AVIATION INDUSTRY FOR THEIR SAFE AND EFFECTIVE APPLICATION IN HEAT-STRESSED UNITS OF NEW GEN AIRCRAFT ENGINES

Kopylov A.V., Zubkov B.V.

The article deals with topical issues of development, introduction to businesses of aviation industry the experimental setup and test methods to determine the thermal stability of composites based on carbon materials (carbon fiber, matrix), which are the main structural material of heat-stressed components of aircraft engines of new generation. The article describes the ways of solving these problems.

Key words: «new generation» aviation technology, composites, carbon-carbon and carbon-ceramic composite materials, temperature resistance, test equipment.

Сведения об авторах

Копылов Алексей Васильевич, 1981 г.р., окончил МГТУ ГА (2005), соискатель МГТУ ГА, сотрудник ОКБ ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля», автор 8 научных трудов, область научных интересов - безопасность полетов, организация технического контроля качества продукции, системы контроля качества и сертификации продукции.

Зубков Борис Васильевич, 1940 г.р., окончил КИИГА (1966), действительный член Академии наук авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полётов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 140 научных работ, область научных интересов – вопросы обеспечения безопасности полётов и жизнедеятельности, авиационной безопасности.

УДК 629.735.083.02/03:620.179

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ В ИЗДЕЛИЯХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА АВИАПРЕДПРИЯТИЯХ

А.В. КОПЫЛОВ, Б.В. ЗУБКОВ

В статье рассмотрены актуальные проблемы, с которыми сталкиваются эксплуатационные авиапредприятия при неразрушающем контроле изделий из композиционных материалов, применяющиеся в воздушных судах и имеющие ряд особенностей при выявлении повреждений в виду сложности их структуры. Предложены пути решения этих проблем.

Ключевые слова: воздушные суда, неразрушающий контроль, композиционные материалы, дефектоскопия.

Введение

В настоящее время композиционные материалы (КМ) – углепластик, стеклопластик, высокотемпературные углерод-углеродные, углерод-керамические КМ с защитными покрытиями и др., обладающие рядом преимуществ перед металлами по удельной прочности, жесткости и т.д., широко применяются в элементах конструкции воздушных судов (ВС) как отечественного, так и зарубежного производства (рис. 1а-в): планер самолетов SSJ 100 (рис. 1а), МС-21 (рис. 1в), Ил-96-300, Ту-204, Ту-204СМ, В-737, В-787 «Dreamliner», А 380; авиационные двигатели (АД) ПС-90А (рис. 1в), CFM-56, SaM-146 и др. Эффективность использования КМ в конструкции планера и АД состоит в снижении веса конструкции при сохранении в ней требуемой прочности, уменьшении расхода топлива, эксплуатации по состоянию.

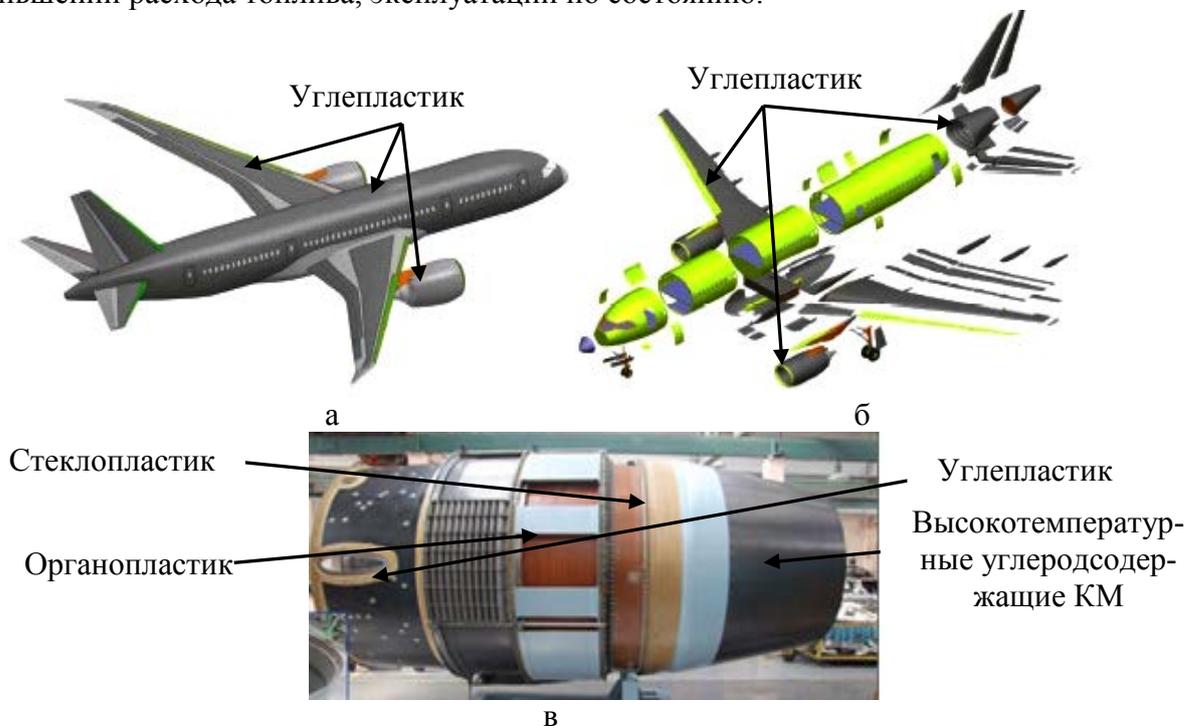


Рис. 1. Применение композиционных материалов в конструкции ВС:
а - самолёт В-787 «Dreamliner»; б - семейство отечественных самолётов SSJ 100,
Иркут МС-21; в - авиационный двигатель ПС-90 А [1]

При эксплуатации ВС по состоянию, что фактически означает отказ от плановых капитальных ремонтов, приводит к тому, что базы данных о дефектном состоянии изделий из КМ сильно сужены. Если для конструкций ВС из традиционных материалов (металлы и металлические сплавы) статистика повреждений по самолетам-аналогам еще достаточно репрезентабельна, и её можно использовать для прогнозирования техсостояния конструкций ВС, то ситуация с изделиями из КМ значительно сложнее [2]. Существующие стандартные методы и средства контроля изделий ВС в полной мере отработаны на металлических материалах.

Поэтому к достоверности результатов неразрушающего контроля (НК) композитов на этапе технической эксплуатации (ТЭ) предъявляются высокие требования, так как это является необходимой информацией при решении задач безопасности полетов, прогнозирования технического состояния изделий ВС из КМ, осуществляемые на авиапредприятиях отделом поддержания летной годности и надёжности ВС.

Также результаты расчётов размеров критических повреждений, значений критической нагрузки, оценка долговечности и остаточного ресурса КМ с повреждением, установления причин возникновения повреждений изделий из КМ основываются на априорной информации - результаты НК, представляющие в процессе ТЭ информацию о локальности и координатах повреждений в изделиях из КМ.

Цель исследования: определение параметров неразрушающего контроля изделий ВС из КМ для выявления и предотвращения появления повреждений в КМ, а не на "борьбу" с отклонениями и повторяющимися повреждениями на этапе эксплуатации.

1. Изделия из композиционных материалов – сложный объект неразрушающего контроля на всех этапах их жизненного цикла

Проанализируем процессы накопления повреждений в изделиях из КМ на этапе эксплуатации. Особенностью этих процессов является наличие так называемого «инкубационного» периода, в процессе которого не происходит существенного изменения структуры материала, а прочностные характеристики остаются приблизительно на одном уровне. Длительность инкубационного периода существенно зависит от уровня действующих напряжений и температуры. После инкубационного периода в композитах идёт рост скорости накопления повреждений с последующим её замедлением [2].

Процесс накопления повреждений с течением времени t_i в неметаллических КМ, в отличие от металлов, носит нелинейный характер и описывается функцией $\Pi(\sigma_{3i}, t_i)$, являющейся нелинейной моделью накопления повреждений, основанной на физической сущности деформирования композиционного материала, которую можно представить в виде общего математического выражения [2]

$$\Pi(\sigma_{3i}, t_i) = \left(\frac{t_i - t_i^{ин}}{t_i^* - t_i^{ин}} \right)^{m_i}, \quad (1)$$

где t_i - время действия эквивалентного напряжения σ_{3i} ; $t_i^{ин}$ - время инкубационного периода повреждения в неметаллических композитах; t_i^* - долговечность, зависящая от предела длительной прочности σ^* ; m_i - степень нелинейности накопления повреждений, являющаяся характеристикой материала, зависящая от предыстории нагружения и, в том числе, от уровня эквивалентных напряжений σ_{3i} на i -й ступени нагружения.

Соотношение (1) учитывает наличие времени инкубационного периода $t_i^{ин}$ и время действия t_i эквивалентного напряжения σ_{3i} при ступенчатом изменении нагрузки.

При ступенчатом нагружении изделий из КМ для оценки остаточного ресурса Δt_N на N -м цикле нагружения может применяться соотношение [2]

$$\Delta t_N = (t_N^* - t_N^{ин}) - [\Pi(\sigma_{3(N-1)}; \Delta t_{N-1})]^{1/m_i}, \quad (2)$$

где Δt_N – остаточный ресурс на N-й ступени нагружения; t_N^* – долговечность на N-м цикле нагружения, зависящая от предела длительной прочности σ^* ; $\Pi(\sigma_{N-1}; \Delta t_{N-1})$ – функция, характеризующая процесс накопления повреждений в неметаллических КМ на предыдущем N-1 цикле, где $\sigma_{(N-1)}$ – эквивалентное напряжение на предыдущем N-1 цикле; Δt_{N-1} – время действия эквивалентного напряжения $\sigma_{(N-1)}$ на предыдущем N-1 цикле.

Но наиболее сложным объектом контроля, по сравнению с изделиями из полимерных КМ, являются изделия из высокотемпературных углеродсодержащих КМ с защитными покрытиями, применяющимися в современных АД. Они имеют ряд особенностей: многокомпонентная структура, где углеродные волокна распределены в объеме углеродной или керамической матрицы и образуют с ней большое количество границ раздела, виды защитных покрытий, разброс теплофизических, прочностных характеристик (анизотропия), виды эксплуатационного нагружения, большое разнообразие типов производственно-технологических дефектов и эксплуатационных повреждений (рис. 2).

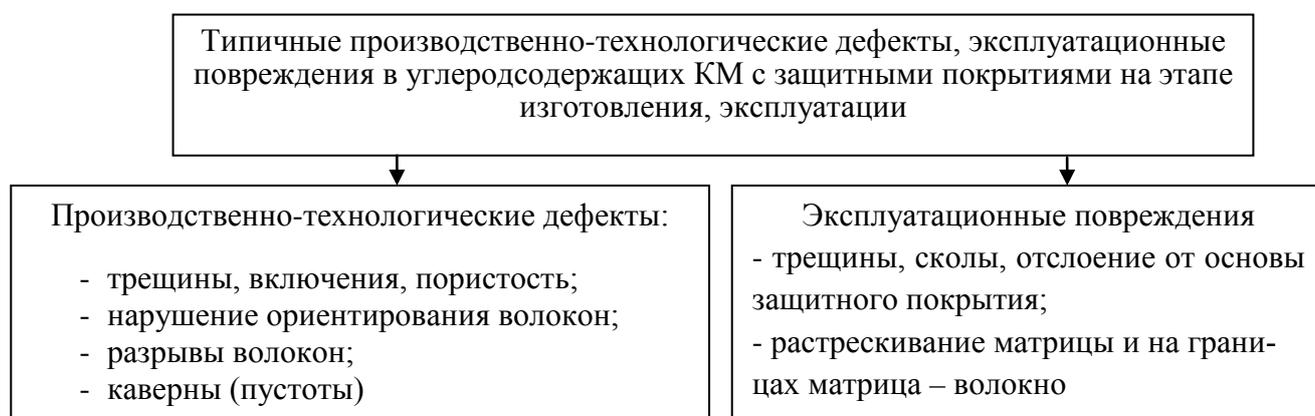


Рис. 2. Типичные дефекты, эксплуатационные повреждения в углеродсодержащих КМ с покрытиями

2. Определение параметров автоматизированного ультразвукового неразрушающего контроля изделий из КМ на авиапредприятиях

Ввиду повышения показателя основной трудоёмкости при выполнении операций диагностирования ручным способом над изделиями из неметаллических композитов и их низкого уровня контролепригодности при использовании традиционных физических методов НК, важная роль в получении наиболее достоверной информации о дефекте, повреждении в КМ на этапах изготовления и эксплуатации отводится методике и приборному оборудованию по автоматизированной дефектоскопии на базе ультразвукового (УЗ) дефектоскопа (рис. 3), обладающими рядом преимуществ перед ручным контролем [3]:

- применение многоканальных систем, т.е. с большим количеством параллельно действующих преобразователей и соответствующих приборных блоков, обеспечивает повышение производительности контроля;

- обеспечение повышения надёжности контроля по сравнению с ручным контролем, т.к. результаты дефектоскопии при автоматизированном контроле не зависят от субъективных качеств контролёра;

- применение вычислительной техники для решения многих задач автоматизации УЗ контроля, обработки и представления информации, что позволяет осуществлять оптимальный выбор параметров контроля изделия с учётом его индивидуальных особенностей, в частности, учёт неровности поверхности изделия, высокого затухания ультразвуковых волн на границах раздела компонентов.



Рис. 3. Автоматизированная установка для комплексной многоканальной дефектоскопии сложнопрофильных среднегабаритных конструкций из полимерных и углеродсодержащих КМ

На модельных образцах выполнен выбор метода УЗ исследования, дефектоскопа и определены оптимальные значения параметров контроля - частота, амплитуда, время задержки УЗ волны, на базе которых при ТЭ ВС может проводиться автоматизированная комплексная многоканальная УЗ дефектоскопия натуральных изделий из углеродсодержащих КМ с покрытиями. Результаты исследования представлены в табл. 1, 2.

Толщины модельных образцов выбирались из условия предполагаемой толщины стенки изделий из углеродсодержащих КМ с покрытиями, их разнотолщинности ± 2 мм, толщины стыка деталей ~ 8 мм.

Таблица 1

Результаты выбора метода, дефектоскопа и определения значений параметров УЗ контроля изделий из углеродсодержащих КМ с защитными покрытиями

Марка ультразвукового дефектоскопа	Метод УЗ контроля	Рабочая частота УЗ колебаний ν , [кГц]	Минимальные размеры дефекта, [см ²]	Амплитуда УЗ сигнала, [дБ]	Скорость УЗ волны, [м/с]
УД 2Н-ПМ, НПЦ «Кропус»	Теневой или зеркально-теневой	60	1×1	8±6	3000
УСД-60, НПЦ «Кропус»	Теневой	200	1,5×1	8±9	3500

Таблица 2

Результаты определения значений времени задержек, полученных на УЗ дефектоскопе УСД-60 от толщин бездефектных модельных образцов из углеродсодержащих с защитными покрытиями

Толщина образцов, δ [мм]	Время задержки, [мкс]		
	$t_{\text{зад1}}$	$t_{\text{зад2}}$	$t_{\text{зад3}}$
3	8,2	8,3	8,5
5	9,6	9,7	9,8
8	10,97	11,1	11,2

Получены тарировочные графики $t_{\text{зад}}(\delta)$ (рис. 4) времени задержки $t_{\text{зад}}$ сигнала УЗ волны, которое может выставляться на дисплее дефектоскопа при автоматизированном УЗ контроле натуральных изделий, от толщины стенки δ бездефектного модельного образца из углеродсодержащего КМ с покрытием с учетом высокого затухания на границах раздела подложка-покрытие, матрица-волокно.

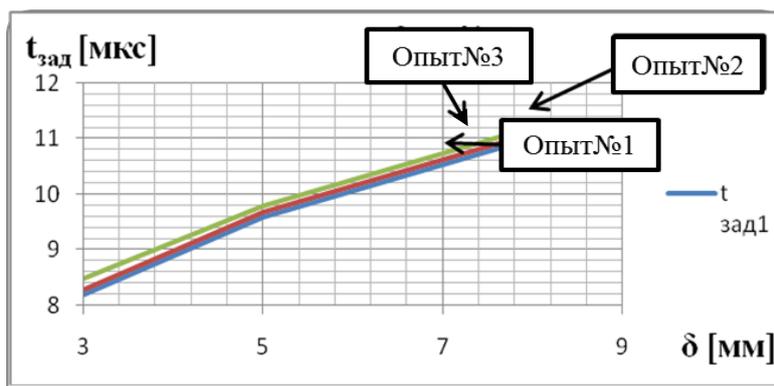


Рис. 4. Зависимости времени задержки $t_{\text{зад}}$ сигнала УЗ волны от толщины стенки δ изделия из углеродсодержащих КМ с покрытиями

По экспериментальным значениям $t_{\text{зад}}$, δ в программе Excel определяются аналитические выражения зависимости $t_{\text{зад}}(\delta)$, содержащие степенные функции:

$$t_{\text{зад1}} = 5,91 \cdot \delta^{0,2996}; t_{\text{зад2}} = 6 \cdot \delta^{0,2965}; t_{\text{зад3}} = 6,23 \delta^{0,2812}, \quad (3)$$

где $t_{\text{зад}}$ – время задержки, [с]; δ – толщины образцов, [мм].

По вычисленным значениям параметров УЗ контроля на модельных образцах получены результаты автоматизированного УЗ контроля натурального изделия из углеродсодержащих КМ, представленные в виде дефектограммы (рис. 5). При этом учитывались: пороговое значение УЗ сигнала; расстояние для объединения единичных эксплуатационных повреждений (дефектов) – максимальное расстояние между двумя единичными повреждениями (дефектами), при котором оба дефекта объединяются в один; не учитывать единичные повреждения (дефекты) менее – максимальная площадь единичного локализованного повреждения (дефекта), при которой он не рассматривается как существенный и информация о нем не выводится. Однако общая площадь таких неучтенных повреждений (дефектов) выводится в конце отчёта о результате анализа (рис. 5).

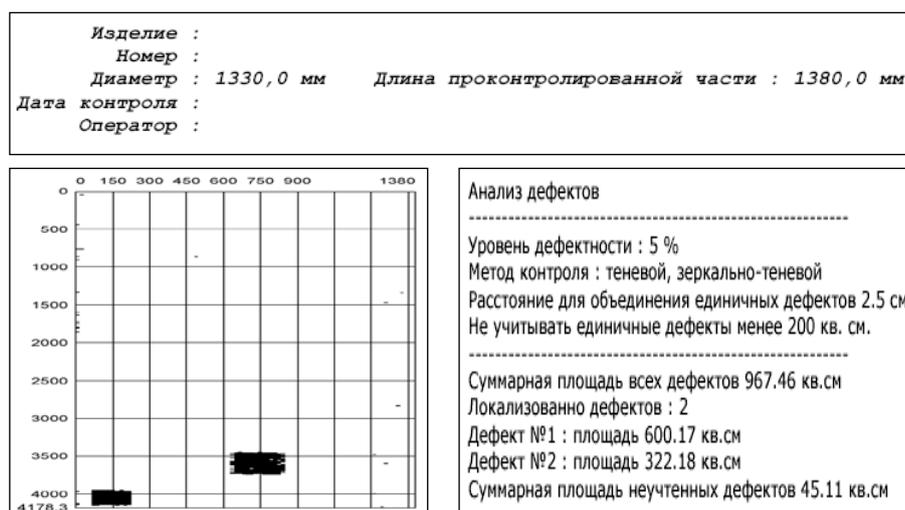


Рис. 5. Дефектограмма изделия из углеродсодержащих КМ (реактивное сопло)

Выводы

1. Проведение автоматизированного ультразвукового неразрушающего контроля изделий из КМ, применяющихся в ВС, с целью выявления внутренних дефектов композита (вид дефекта (трещина, расслоение), уровень критичности, оценка линейных размеров (локальность), расположение (координаты в плоскости XY, глубина залегания Z) и др.) позволяет:

- получить исходную информацию для решения задач по выявлению аналитических зависимостей несущей способности конструкций из КМ при наличии в ней дефектов различных видов;
- получить априорную информацию для определения причины возникновения повреждений в изделиях из КМ, прогнозировании их остаточного ресурса с повреждениями с целью определения периодичности контроля;
- выдать рекомендации по изменению технологического процесса и способам восстановления (необходимого ремонта) изделий из неметаллических КМ.

2. Выполнен выбор метода ультразвукового исследования углеродсодержащих КМ с покрытиями – теневой или зеркально-теневой, дефектоскопы УСД-60, УД 2Н-ПМ и определены значения параметров УЗ сигнала – частота, время задержки, амплитуда для автоматизированного ультразвукового НК, которые обеспечивают обнаружение дефектов минимальных размеров $1 \times 1 \text{ см}^2$ с учетом высокого затухания УЗ сигнала в углеродсодержащих КМ, используемых в элементах сложнопрофильных конструкций авиационного ГТД.

3. Получены эмпирические зависимости времени задержки $t_{\text{зад}}$ сигнала УЗ волны от стандартной толщины стенки δ изделий из углеродсодержащих КМ с учетом высокого затухания на грани-

цах раздела компонентов, что позволяет по графикам определять время задержки $t_{\text{зад}}$ УЗ сигнала при переменном значении толщины стенки изделий из КМ с учетом их разнотолщинности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Разработка технологии создания высоконагруженных деталей перспективных авиационных двигателей из композиционных материалов на полимерной, керамической, металлической матрицах. Презентация на НТС ОАО «Авиадвигатель», Пермь, 2009.
2. **Лебедев И.К.** Эксплуатационная долговечность элементов авиаконструкций из композиционных материалов: автореф. дис. ... канд. техн. наук. - М.: МГТУ ГА, 2011.
3. **Будадин О.Н., Кутюрин В.Ю., Филипенко А.А.** Промышленный стенд автоматизированной комплексной многоканальной дефектоскопии сложнопрофильных среднегабаритных конструкций из углеродных и полимерных композиционных материалов. - М.: НПЦ «Кропус», 2003.

FEATURES OF NON-DESTRUCTIVE DAMAGE CONTROL OF AIRCRAFT PARTS MADE OF COMPOSITE MATERIALS AT THE ENTERPRISES OF AVIATION INDUSTRY

Kopylov A.V., Zubkov B.V.

The article describes the urgent problems which can arise at enterprises of aviation industries by the operating air during non-destructive damage control of products made of composite materials used in aircraft. The methods of control are very specific due to have a number of peculiarities in detecting damages in view of the complicated composite materials structure.

Key words: aircraft, nondestructive control, composite materials, defectoscopy.

Сведения об авторах

Копылов Алексей Васильевич, 1981 г.р., окончил МГТУ ГА (2005), соискатель МГТУ ГА, сотрудник ОКБ ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля», автор 8 научных трудов, область научных интересов - безопасность полетов, организация технического контроля качества продукции, системы контроля качества и сертификации продукции.

Зубков Борис Васильевич, 1940 г.р., окончил КИИГА (1966), действительный член Академии наук авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полётов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 140 научных работ, область научных интересов – вопросы обеспечения безопасности полётов и жизнедеятельности, авиационной безопасности.

УДК 658.66.01.0146:629.73

ОЦЕНКА УЯЗВИМОСТИ ОБЪЕКТОВ ТРАНСПОРТНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ И ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Н.И. ОВЧЕНКОВ, Л.Н. ЕЛИСОВ

В работе исследуются проблемы оценки уязвимости транспортной инфраструктуры и транспортных средств применительно к гражданской авиации. Отражена специфика гражданской авиации. Предложен подход к оценке уязвимости, основанный на понятии "качество". Показана прямая взаимозависимость между понятиями "уязвимость" и "качество".

Ключевые слова: транспортная инфраструктура, транспортное средство, гражданская авиация, уязвимость, качество, оценка уязвимости.

Оценка уязвимости объектов транспортной инфраструктуры (ОТИ) и транспортных средств (ТС) представляет собой определение защищенности транспортной инфраструктуры и транспортных средств от угрозы совершения актов незаконного вмешательства (АНВ) и на сегодняшний день рассматривается как процедура. С другой стороны, предполагается, что оценка должна иметь какой-то количественный эквивалент, однозначно отражающий степень удовлетворенности уровнем безопасности объекта. Порядок проведения оценки уязвимости ОТИ и ТС представлен на рис. 1.

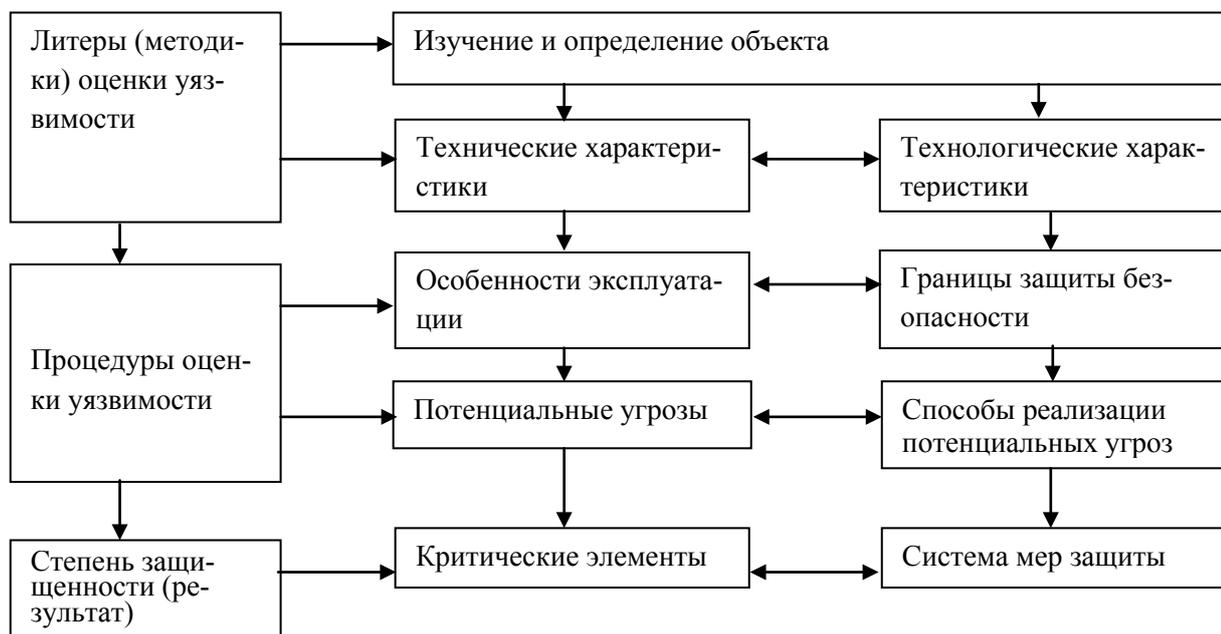


Рис. 1. Порядок проведения оценки уязвимости ОТИ и ТС

На сегодняшний день не существует общепринятой методики оценки уязвимости ОТИ и ТС. Вместе с тем в отрасли проводится серьезная работа по созданию такой методики. Некоторые значимые результаты получены научными сотрудниками «Абинтех», которыми предложено следующее определение уязвимости: это состояние объекта ГА и системы обеспечения его авиационной безопасности, допускающее возможность совершения АНВ в его деятельность и реализации угроз объекту ГА.

Предложенное определение не раскрывает понятие с точки зрения физического смысла, что ограничивает возможности его идентификации и измерения. Здесь важно отметить следующее: определение противоречит ФЗ «О транспортной безопасности» от 09.02.2007 г. № 16-ФЗ, поскольку из него исключено ключевое понятие – степень защищенности ОТИ и ТС. При таком подходе оценка уязвимости как степень защищенности объекта ГА принципиально не возможна. Определение не ставит в соответствие понятия "уязвимость" и "угроза", что не дает возможности использовать оценку значимости угроз как фактор уязвимости. Представленное определение уязвимости противоречит понятию "авиационная безопасность". В соответствии с [1] авиационная безопасность – состояние защищенности авиации от незаконного вмешательства в деятельность в области авиации, т.е. предполагается, что уязвимость – величина, обратная авиационной безопасности. Из определения этого не следует. Более того, оценка уровня авиационной безопасности становится в этом случае весьма проблематичной. В определении акцент сделан на допущение возможности совершения АНВ и реализации угроз. В действительности не это главное. Во-первых, подобное допущение входит во все определения безопасности как таковой [2; 3]. Во-вторых, подобный акцент в системе базовых понятий разрушает сложившуюся структуру ценностей и приоритетов в предметной области «авиационная безопасность». В действительности уязвимость следует рассматривать как один из факторов авиационной безопасности.

Указанные выше противоречия и несоответствия сняты в предложенной нами модели уязвимости аэропорта (рис. 2). В этой модели в качестве критериев оценки уязвимости аэропорта предложены «качество» и «риск». Обоснование выбора критериев вытекает из соответствующих понятий и определений. Качество – степень соответствия совокупности присущих характеристик требованиям. Оценка уязвимости ОТИ и ТС – определение степени защищенности ТИ и ТС от угрозы совершения АНВ. Риск для безопасности определяется как оценка последствий опасности, выраженная в виде прогнозируемой вероятности или серьезности, при этом за контрольный ориентир принимается наихудшая предвидимая ситуация.

Рассмотрим критерий «качество». В соответствии со стандартами ИСО-9000 качество отражает степень соответствия характеристик исследуемого объекта заданным требованиям. Применительно к аэропортовой деятельности в части, касающейся обеспечения авиационной безопасности, качество можно рассматривать как степень защищенности объекта (аэропорта) от несанкционированного вмешательства в его деятельность, включая АНВ. В таком случае качество совокупности средств защиты аэропорта определяет степень его защищенности от угрозы совершения АНВ. Тогда уровень качества (его оценка) и есть оценка уязвимости, что соответствует принятым определениям, и качество как показатель уязвимости должно быть включено в процедуру оценки уязвимости объекта. Фрагмент такой процедуры представлен на рис. 2. Процедура основана на использовании модели угроз и модели защиты и предусматривает получение количественного значения показателя качества ПККЭ, соотношенного с критическими элементами (КЭ) объекта. Критический элемент объекта – это элементы объекта, АНВ в отношении которых приводит к полному или частичному прекращению его функционирования и/или возникновению чрезвычайных ситуаций. Каждому КЭ ставится в соответствие показатель качества ПККЭ. Для каждого КЭ могут быть сформулированы соответствующие требования А1÷Аn. С другой стороны, реализованная модель защиты обеспечивает средства защиты В1÷Вn, которые должны удовлетворять указанным требованиям.

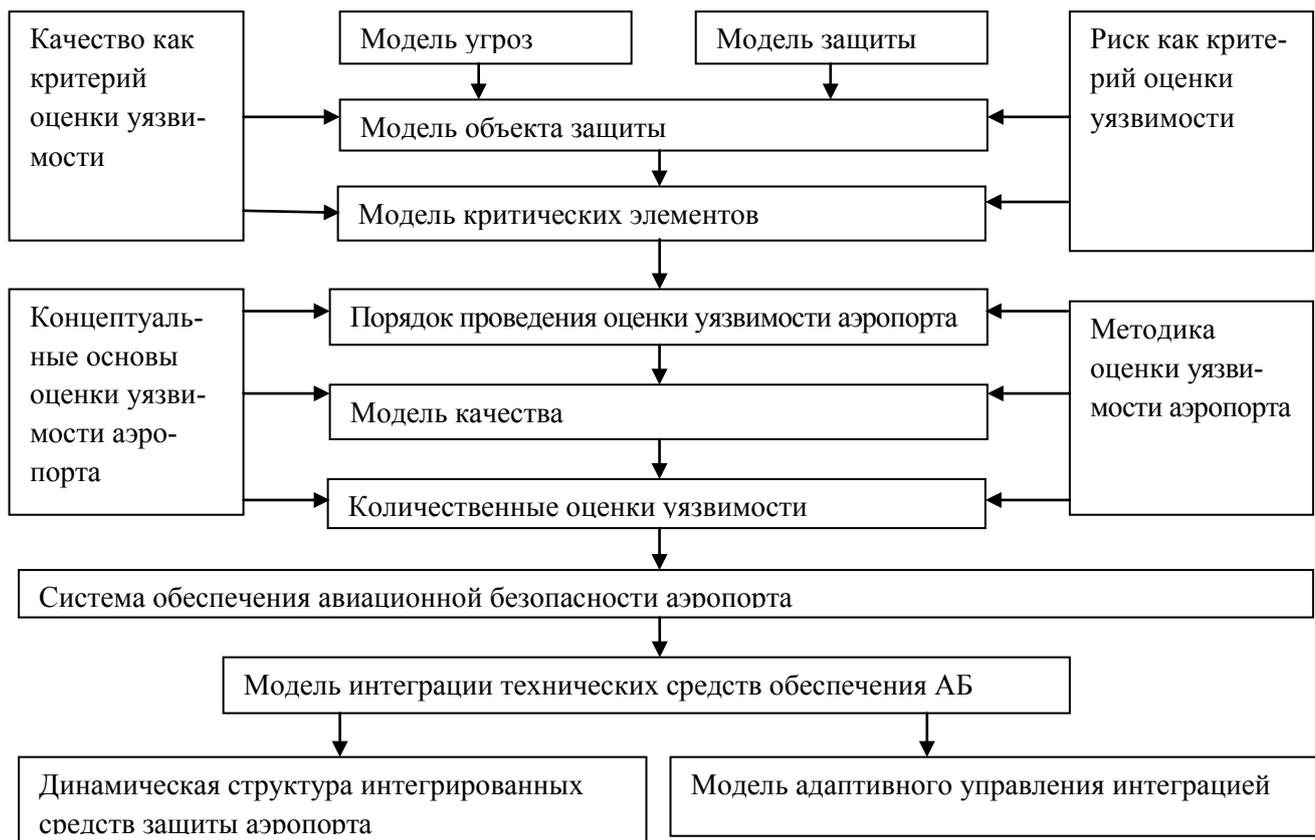


Рис. 2. Модель уязвимости аэропорта

В рамках рассматриваемой процедуры проводится экспертная оценка степени соответствия средств защиты предъявляемым требованиям, в результате чего получается совокупность показателей качества количественных оценок $AB1 \div ABm$. Указанные оценки комплексуются, шкалируются и представляются в виде количественного значения показателя качества ПККЭ, относящегося к исследуемому КЭ. Аналогичная процедура проводится в отношении всех критических элементов объекта. Таким образом, в результате выполнения процедуры оценки уязвимости объекта будет получена номенклатура показателей качества защиты всех критических элементов объекта.

Но это только первая часть решения задачи оценки уязвимости. На эту оценку оказывают влияние еще два весьма важных фактора - величина возможного ущерба в случае реализации АНВ и вероятность реализации АНВ в данном критическом элементе. Для решения этих проблем предлагается использовать понятие "риск" в качестве еще одного критерия оценки уязвимости. Для целей оценки уязвимости аэропорта метод оценки риска принципиального значения не имеет. Более важным в этом случае становится решение проблемы использования риска как одного из критериев оценки уязвимости, т.е. решение задачи встраивания количественных оценок риска в структуру общей оценки уязвимости аэропорта на основе квалиметрических представлений. Иными словами, речь идет о проблеме комплексирования двух различных критериев - качество и риск. Здесь необходимо сделать одно важное замечание. Дело в том, что качество и уязвимость не синонимы. Можно говорить о том, что между качеством защиты объекта и его уязвимостью существует прямая зависимость, т.е. недостаточное качество защиты объекта и есть его уязвимость. Однако при переходе к количественным оценкам качества (уязвимости) можно говорить об идентичности понятий только в том случае, когда понятие риска найдет свое место в структуре понятия качества. Только в этом случае уязвимость объекта можно определить через понятие качества его защиты от несанкционированного вмешательства.

Для решения этой задачи рассмотрим структуру показателей качества защиты аэропорта, для начала – линейную. Кроме того, компоненты векторов \mathbf{V} и $\mathbf{\Lambda}$ связаны соотношением

$$v_q = \frac{\lambda_q}{\lambda_{q+1}}. \quad (1)$$

Процедура задания весового вектора Λ значительно сложнее процедуры задания вектора приоритета \mathbf{V} . Действительно, в первом случае необходимо задать сразу k чисел, удовлетворяющих условиям. При этом необходимо исходить из информации относительно всей совокупности локальных критериев. При задании же вектора \mathbf{V} его компоненты, v_q , $q \in \overline{1, k}$ располагаются последовательно, начиная с v_{q-1} (в предположении, что $v_q=1$). При этом достаточно располагать информацией относительно двух соседних критериев. Сказанное, конечно, справедливо в предположении, что над совокупностью критериев предварительно произведена процедура упорядочения в смысле ряда приоритета I , при этом сначала следует задать ряд приоритета I , затем вектор приоритета \mathbf{V} , а затем на основании ряда приоритета I и вектора \mathbf{V} весовой вектор Λ . При вычислении векторов можно воспользоваться следующим соотношением между компонентами векторов \mathbf{V} и Λ

$$\lambda_q = \frac{\prod_{i=q}^k v_i}{\sum_{q=1}^k \prod_{i=q}^k v_i}. \quad (2)$$

При этом соблюдается условие нормировки, что и требовалось доказать.

Предложенная методика оценки уязвимости объектов в гражданской авиации имеет сугубо практическую направленность и может быть рекомендована для использования на предприятиях отрасли.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воздушный кодекс РФ, 19.03.97 г. № 60-ФЗ.
2. Елисов Л.Н. Качество профессиональной подготовки авиационного персонала и безопасность воздушного транспорта: монография. - М.: ИЦППС, 2006.
3. Елисов Л.Н., Баранов В.В. Управление и сертификация в авиационной транспортной системе: монография. - М.: Воздушный транспорт, 1999.
4. Елисеев Б.П., Елисов Л.Н. Системотехническое управление образовательными комплексами: монография. - М.: МГТУ ГА, 2012.

ASSESSMENT OF TRANSPORT INFRASTRUCTURE AND MEANS OF TRANSPORT VULNERABILITY IN CIVIL AVIATION

Ovchenkov N.I., Elisov L.N.

This paper investigates the problem of assessment of the vulnerability of transport infrastructure and means of transport as applied to civil aviation. The specific character of civil aviation is taken into account. An approached to vulnerability assessment, based on the concept of quality is offered. Show the interdependency of the concepts of vulnerability and quality is shown.

Key words: transport infrastructure, vehicles, civil aviation, vulnerability, quality, vulnerability assessment.

Сведения об авторах

Овченков Николай Иванович, 1966 г.р., окончил ЯрГУ (1990), соискатель МГТУ ГА, генеральный директор ООО ПСЦ «Электроника», автор 16 научных работ, область научных интересов – системы авиационной безопасности, квалиметрия, системотехника.

Елисов Лев Николаевич, 1945 г.р., окончил ППИ (1967), профессор, доктор технических наук, действительный член Петровской академии наук и искусств, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – системотехника, квалиметрия, проблемы безопасности воздушного транспорта, авиационный персонал.

УДК 629.735.083

КРИТЕРИАЛЬНЫЙ ВЫБОР НА ЭТАПЕ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ РЕМОНТНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

А.М. САВВИНА, О.Г. ФЕОКТИСТОВА

В статье даны методологии принятия решений при проектировании технологических процессов ремонта авиационной техники. Представлена типовая схема принятия решений. Предлагаются основные направления исследования и оценки качества системы.

Ключевые слова: авиационная техника, ремонт, принятие решений.

В ряде работ [1; 2; 3; 4] показана необходимость разработки системы автоматизированного проектирования технологических процессов ремонта АТ как средство повышения эффективности АРП путем разработки соответствующих направлений, методов и рекомендаций при переходе к рыночной экономике.

При проектировании на основе САПР имеется возможность получить множество решений различных задач, т.е. решать задачи проектирования как оптимизационные (осуществлять структурную и параметрическую оптимизацию), как задачи формирования наиболее предпочтительных (компромиссных) решений.

Центральное место в оптимизационном проектировании занимает этап принятия, обоснования решения, оценки его качества, эффективности, т.е. выбора наилучшего варианта множества проектных решений, удовлетворяющих предъявляемым требованиям.

Задачей принятия решения называется кортеж [5] $\alpha = \langle W, Q \rangle$, где W – множество вариантов решения задачи; Q – принцип оптимальности, дающий представление о качестве вариантов, в простейшем случае правило предпочтения вариантов. В САПР встречаются три типа задач принятия решения:

- общая задача принятия решения, когда W и Q неизвестны;
- задача выбора, когда W и Q известны;
- задача оптимизации, когда W и Q известны.

Условие предпочтения в допустимой области множества решений определяется критерием эффективности или совершенства функцией ценности или качества объекта G , которые обобщенно характеризуют ценность данного объекта проектирования по ряду особо выделяемых его внешних и внутренних свойств, а также параметров функционирования (Y^* , X^* , Z^*). В общем случае $G \subseteq Y^*, X^*, Z^*$.

Согласно методологии принятия решений [6; 7] каждой частной цели создания объекта проектирования ставится в соответствие один или несколько показателей эффективности (ПЭ), способных характеризовать степень достижения данной частной цели. Совокупность выбранных ПЭ образует свой набор, соответствующий по составу и иерархии набору выделенных частных целей создания данного объекта проектирования (ОП). Желательные свойства набора ПЭ: полнота, независимость, пригодность для формирования предпочтения (требования к ПЭ не должны быть представлены только в виде ограничений), операциональность (пригодность для анализа), разложимость, неизбыточность.

Критерии совершенства, при построении структуры которых используют как декомпозиционный, так и композиционный подход, являются важнейшим компонентом постановки задачи проектирования и выражают принципиальное отличие современного инженерного подхода от ремесленного.

В задачах проектирования свойства элементов множества W помогают находить решение, которое сформулировано в работе [8]. В этой работе было сказано, что если произвольное свой-

ство варианта $w \in W$ выразить числом $K = \{1, 2, \dots\}$, т.е. предположить наличие отображения $\varphi: W \rightarrow K$, то такое свойство называется критерием, а число $\varphi(W_i)$ – оценкой варианта W_i по критерию. Критериальным пространством считается пространство K_m , координаты точек которого – оценки по соответствующим критериям.

В качестве критериев могут выступать как ресурсные, так и обlikовые параметры ОП, например:

- функциональные и утилитарные свойства продуктов технологических процессов;
- свойства самого технологического процесса, характеризующие требования к структуре, физическому состоянию, химическому составу и т.д.;
- свойства предметов (материалов, полуфабрикатов), характеризующие требования к структуре, физическому состоянию, химическому составу и т.д.;
- свойства среды, в которой работает оборудование, реализующее технологический процесс.

Если при проектировании выделяется один параметр технического объекта, которому отдается предпочтение, как наиболее полно характеризующему его свойства, то этот параметр принимается за целевую функцию. Такой выбор целевой функции лежит в основе критериев оптимальности, называемых частными критериями. При оптимизации по частным критериям задача проектирования сводится к задаче оптимизации целевой функции при условии соблюдения ограничений. При этом одна часть параметров подпадает под категорию ограничений, а другая принимается такой, какой получается в результате оптимизации целевой функции. Задача проектирования сводится к однокритериальной задаче математического программирования – максимизировать (минимизировать) значение целевой функции $F(X) \rightarrow \max (\min)$.

Однако при проектировании сложных технических систем, характеризующихся многими параметрами, определяющими ее качество, нельзя ограничиваться сравнением одной характеристики, а необходимо принимать во внимание всю их совокупность, т.е. вести оптимизацию по нескольким критериям, решать задачу многокритериальной оптимизации. Задачи многокритериальной оптимизации характеризуются в общем случае:

- количеством критериев эффективности n_1 , посредством которых оценивается проектное решение $n_1 \geq 2$, при этом имеется возможность обоснованного назначения весов критериев и ранжирования по степени важности;
- использованием для получения оценок как непрерывных, так и дискретных шкал; при этом число оценок на дискретных шкалах может быть неопределенно большим;
- множеством многокритериальных альтернатив, которое может быть конечным (выбор из перечисления) или содержать несчетное их число (область решений в пространстве состояний).

Все известные методы многокритериальной оптимизации непосредственно или косвенно сводят решение задачи к задаче скалярной оптимизации. Частные критерии $F_i(X), i = \overline{1, n}$ тем или иным образом объединяются в составной критерий $F(X) = \Phi(F_1(x), \dots, F_n(x))$, который затем максимизируется или минимизируется. Если составной (обобщенный) критерий получается в результате проникновения в физическую суть функционирования системы, вскрывает объективно существующие взаимозависимости между частными критериями и обобщенными, то оптимальное решение является объективным.

В целом одной из главных трудностей при многокритериальном проектировании является формирование множества альтернативных вариантов решений на базе математического и информационного обеспечения САПР и принятие решения.

На основе методологии принятия многокритериальных решений [9] разработана и на рис. 1 представлена в виде описания набора выделяемых действий процессуальная составляющая типовой структуры процесса проектирования.

Особо подчеркнем, что в зависимости от целей проектирования и типа математической модели объектов проектирования могут задаваться различные целевые функции, поэтому в составе САПР должны быть библиотеки целевых функций и критериев. В литературе не обнаружено

сведений о конкретных реализациях таких библиотек в САПР машиностроительных отраслей. Вместе с тем одно- и многокритериальные подходы широко применяются при оценке как эффективности технологических процессов, так и конструкционных материалов.

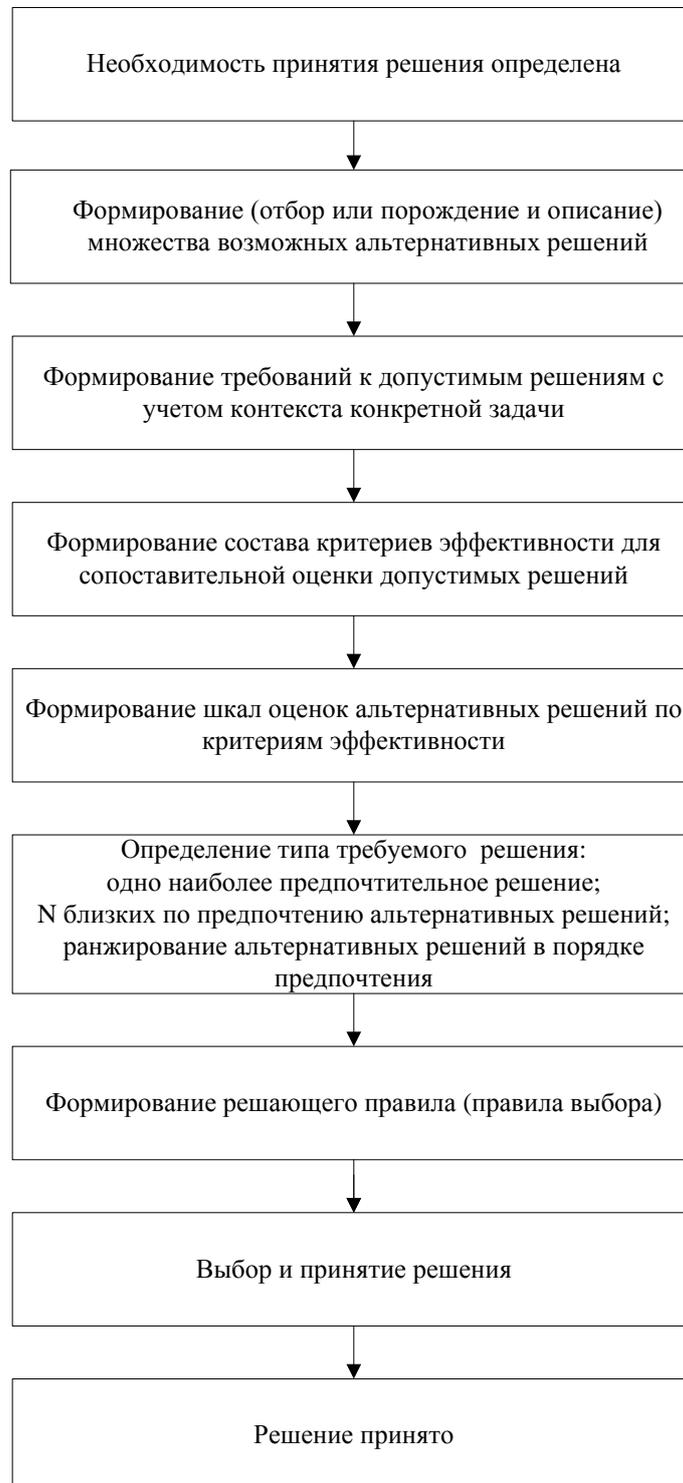


Рис. 1. Типовая схема принятия решений

Системный подход к созданию и анализу сложных технических систем показывает, что для описания задач формализованных моделей недостаточно. Необходимы еще и неформальные описания, устанавливающие соответствие характеристик и параметров систем исходным требованиям.

Новая методология системного анализа появилась в ответ на потребности практики как альтернатива установившейся традиции. Ее смысл – объединение математических и неформальных методов анализа, строгих формализованных методов с экспериментом, эвристическими приемами, суждениями экспертов.

Сущность экспертизы как научного метода заключается в рациональной организации проведения экспертами анализа проблемы с количественной оценкой суждений и обработкой результатов. Обобщенное мнение группы экспертов принимается как решение проблемы. Все многообразие решаемых экспертами задач сводится к двум типам: системный анализ проектного решения и параметрический анализ [10].

Исследование и оценка качества системы проводятся по двум основным направлениям. Первое направление – оценка качества проектного предложения системы и сравнение альтернативных вариантов с целью выбора наилучшего. Второе направление оценки качества – сертификация системы.

Одним из важнейших моментов, который определяет качество экспертизы, является формирование системы критериев. На основе системы критериев производится оценка качества конкурентоспособных проектных предложений представленной системы. От выбранного метода экспертной оценки, от формы опроса экспертов и метода обработки результатов опроса зависят экспертизы.

Общим требованием к системе критериев-показателей является то, что оценка качества по своей сути была комплексной и системной. Такую систему целесообразно представлять в виде некоторой иерархии, в вершине которой находится обобщающий показатель качества изделия. Второй уровень образуют комплексные показатели.

Задача формирования системы критериев-показателей может быть решена экспертным методом. На основании экспертных оценок о важности тех или иных показателей качества технической системы делается вывод о целесообразности включения их в систему критериев оценки альтернативных проектных предложений.

Целевое качество отражает основное целевое предназначение системы, ради которого создается рассматриваемый объект. Эту составляющую качества обычно называют целевой (или функциональной) эффективностью. Целевая эффективность представляет собой зависимость между свойствами проектируемого объекта и результатом его функционирования. Множество различных целевых задач, различные условия применения затрудняют возможность применения единого измерителя для оценки целевого качества различных технических систем.

Качество сервиса выполнения целевой задачи отражает обеспечивающую сторону выполнения основной целевой функции, т.е. приспособленность объекта к выполнению целевого предназначения. Очевидно, что одну и ту же целевую задачу можно выполнять с различным уровнем безопасности, надежности и т.д.

Сервисное качество связано со многими параметрами системы. Для каждого типа системы перечень параметров свой. В том числе это могут быть такие параметры, как экологическая эффективность технологических процессов ремонта авиационной техники и др. [11].

В силу процессов, связанных с различными климатическими изменениями, при определении целевых задач на этапе принятий решений при проектировании ремонтных технологий необходимо учитывать экологические требования.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Макин Ю.Н.** Основы общей теории авиаремонтного производства: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА, 2004.

2. **Макин Ю.Н.** Об историческом приоритете МГТУ ГА в разработке общей теории авиаремонтного производства // Научный Вестник МГТУ ГА, серия История, философия, социология. - 2008. - № 129. - С. 30 - 36.
3. **Макин Ю.Н.** Моделирование технологических процессов восстановления изделий с целью выявления резервов повышения эффективности авиаремонтного производства // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Эксплуатация воздушного транспорта и ремонт авиационной техники. Безопасность полетов. - 2001. - № 35. - С. 100 - 107.
4. **Саввина А.М.** Моделирование «качества» в автоматизированных системах управления проектированием ремонта // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 183. - С. 11 - 15.
5. **Ступаченко А.А.** САПР технологических операций. - Л.: Машиностроение, 1988.
6. **Кини Р.Л., Райфа Х.** Принятие решений при многих критериях предпочтения и замещения / пер. с англ. / под ред. И.Ф. Шахнова. - М.: Радио и связь, 1981.
7. **Ларичев О.И.** Наука и искусство принятия решений. - М.: Наука, 1979.
8. **Аверченков В.И.** Автоматизация проектирования технологических процессов: учеб. пособие для вузов. - М.: ФЛИНТА, 2011.
9. **Ларичев О.И.** Принятие решения как научное направление; методические проблемы // Системные исследования. Методические проблемы. Ежегодник. - 1982. - С. 227-234.
10. **Голубев И.С., Парафесь С.Г.** Экспертиза проектов летательных аппаратов: учеб. пособие. - М.: Изд-во МАИ, 1996.
11. **Феоктистова О.Г.** Теоретические основы повышения эффективности управления системой экологической безопасности при техническом обслуживании и ремонте авиационной техники: дис. ... д-ра техн. наук. - М.: МГТУ ГА, 2009.

CRITERION CHOICE FOR DECISION-MAKING STAGE IN THE DESIGN OF REPAIR TECHNOLOGIES

Savvina A.M., Feoktistova O.G.

The article provides methodologies of decision-making when the designing the process of aviation equipment. Repair the standard diagram of decision making is presented. The basic directions of research and estimation of the system quality are offered.

Key words: aviation equipment, repair, decision making.

Сведения об авторах

Саввина Анна Михайловна, окончила МГТУ ГА (2011), аспирантка МГТУ ГА, автор 19 научных работ, область научных интересов – моделирование и алгоритмирование технологических и производственных процессов ремонта авиационной техники.

Феоктистова Оксана Геннадьевна, окончила МИИГА (1988), академик Академии авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – инженерная экология, экологическая безопасность технологических процессов ремонта АТ, математическое моделирование в экологии, экологические последствия аварий (катастроф).

УДК 629.067

ПРОБЛЕМЫ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ВЫКАТЫВАНИЯ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА ЭТАПЕ ПРОБЕГА ПО ВПП

А.В. МОЗОЛЯКО, А.Н. АКИМОВ, В.В. ВОРОБЬЕВ

В статье рассматривается текущее состояние бортовых систем торможения ВС при пробеге, а также предложены подходы к построению автоматической системы торможения ВС. Проведен анализ основных причин и мероприятий по снижению риска выкатывания воздушного судна.

Ключевые слова: предотвращение выкатывания самолетов, безопасность полетов.

Важнейшей проблемой, стоящей перед гражданской авиацией в области обеспечения безопасности полетов, является проблема выкатывания воздушных судов за границы взлетно-посадочной полосы. Анализ авиационных событий, происходящих с воздушными судами на этапах приземления и пробега, показывает, что выкатывание воздушных судов за границы взлетно-посадочной полосы (ВПП) остается самым частым типом инцидентов в мире. В большинстве случаев выкатывание ВС происходит без последствий для пассажиров и экипажа. Несмотря на это, выкатывания считаются основной угрозой для безопасности полетов.

Существующие на сегодняшний день системы, осуществляющие торможение ВС при пробеге, не учитывают воздействие внешних и эксплуатационных факторов. При пробеге управление такими системами возлагается на пилотов, что зачастую приводит к ошибкам и, как следствие, к выкатыванию ВС за пределы летного поля. При этом действенным вкладом в решение проблемы будут разработка и внедрение автоматизированных систем предупреждения о потенциальной опасности выкатывания. Оснащение ВС такой системой обеспечит качественно новый уровень информационной поддержки экипажа, основанный на оценке конкретной ситуации, прогнозе ее развития и формировании необходимых рекомендаций экипажу.

1. Анализ авиационных происшествий по причине выкатывания ВС

С момента зарождения авиации заход на посадку и посадка являются самым сложным этапом полета воздушного судна. Несмотря на то что время от входа в глиссаду до посадки составляет в среднем всего 5% от общего полетного времени, на этих этапах происходит около 60% всех авиационных происшествий.

Выкатывания за пределы ВПП зачастую связаны с одним или несколькими следующими метеоявлениями: ограниченная видимость или туман; сильный дождь (т.е. ВПП покрыта слоем воды или скользкая от дождя); эксплуатация при низких температурах (т.е. ВПП покрыта слоем слякоти или льда); постоянный или порывистый боковой или попутный ветер.

Следующие факторы и условия относятся к повторяющимся причинам (по отдельности или в сочетании) выкатываний за пределы ВПП:

- ошибки в расчете посадочных характеристик ВС;
- ошибки в технике пилотирования и/или принятия решения;
- нерасчетное состояние поверхности ВПП;
- неожиданный сдвиг ветра или попутный ветер;
- неточный расчёт посадочной дистанции из-за неправильного учета влияния отказа системы, возникшего в полете, или неправильный расчет влияния допустимой неисправности, связанной с конфигурацией ВС или средствами снижения подъемной силы и торможения;
- нестабильный заход на посадку;
- отсутствие решения об уходе на второй круг, когда это требуется;

- длительное выдерживание самолёта над ВПП для гашения избытка скорости;
- не подготовлен режим автоматического выпуска спойлеров перед посадкой;
- посадка с повышенной тягой двигателей;
- преждевременное перемещение РУД на увеличение прямой тяги двигателей, вызывающее отключение системы автоматического торможения;
- приземление с отделением от ВПП и его неграмотное исправление;
- позднее начало торможения (или поздний переход от автоматического торможения к торможению педалями при необходимости);
- снижение эффективности торможения, связанное с обеспечением продольной управляемости в условиях бокового ветра;
- отказ антиюзовой автоматики, приводящий к гидроглиссированию.

Политика авиакомпании, направленная на предотвращение выкатываний состоит в применении правил и процедур, обеспечивающих готовность и настрой на выполнение ухода на второй круг при несоответствии условий посадки нормам безопасности; регистрацию неисправностей системы торможения в бортовом журнале ВС и их учета в соответствии с требованиями MEL; выполнения процедур прерванной посадки; запрета посадки за установленной зоной приземления; выполнения «жесткого» приземления на ВПП, покрытую слякотью или водой.

Таким образом, выкатывания за пределы ВПП могут быть сведены в шесть групп в зависимости от основной причины:

- 1) нестабилизированный заход на посадку;
- 2) неправильная техника выравнивания;
- 3) непредвиденные или значительно худшие, чем ожидалось, условия;
- 4) снижение эффективности или отказ устройств гашения подъемной силы или средств торможения;
- 5) нештатная конфигурация ВС;
- 6) неправильные действия и/или взаимодействие в экипаже при неблагоприятных метеорологических условиях или нештатном техническом состоянии ВС.

В 2013 г. в Российской Федерации произошло 9 выкатываний при посадках самолетов коммерческой авиации 2-го класса. Частота этих инцидентов соответствует аналогичной частоте за предшествующий четырехлетний период. Причина выкатываний ВС, произошедших в 2013 г., в пяти случаях связана с неправильными действиями экипажа и в четырех случаях с неудовлетворительным состоянием искусственной взлетно-посадочной полосы (ИВПП). Неудовлетворительное состояние ИВПП явилось причиной выкатывания в двух случаях из-за наличия значительного слоя воды на ИВПП в период приземления и в двух случаях вследствие неудовлетворительного контроля со стороны аэродромных служб за состоянием ИВПП.

За последние пять лет в гражданской авиации зарегистрировано более 100 случаев выкатывания самолетов 1-го и 2-го классов за пределы ВПП на посадке. Более половины из них связаны с человеческим фактором. Типичной ошибкой является посадка со значительным перелетом расчетной зоны приземления. Наиболее ярким примером этой проблемы является катастрофа Ту-204, произошедшая 29 декабря 2012 г. в аэропорту Внуково. На борту находился экипаж из восьми человек, пятеро из них погибли. В отчете МАК сообщается, что при посадке не произошло одновременное обжатие обеих основных опор шасси, из-за чего отсутствовал автоматический выпуск воздушных тормозов и интерцепторов, а также не произошла перекладка створок реверсивных устройств двигателей. Выпуск интерцепторов в ручном режиме экипаж не производил. Эта трагедия доказывает необходимость усовершенствования и разработки новых путей предотвращения выкатывания ВС за пределы ВПП путем разработки качественно нового уровня информационной поддержки экипажа о недопустимом снижении режима торможения самолета на этапе пробега.

2. Пути предотвращения выкатывания ВС

Из изложенного выше можно сделать вывод, что большинство разрабатываемых и используемых в настоящее время мероприятий по снижению риска выкатываний относятся к организационным и обучающим. Примером таких мероприятий может служить создание нормативных документов, определяющих пути обеспечения безопасности для пилотов авиакомпаний, в части идентификации, понимания и снижения риска при выкатывании самолетов за пределы ВПП на этапе посадки. Одним из основных современных документов, определяющих пути обеспечения безопасности для пилотов, авиакомпаний, разработчиков самолетов, обучающих организаций, в части идентификации, понимания и снижения риска при выкатывании самолетов за пределы ВПП на этапе посадки является рекомендательный циркуляр Федерального авиационного агентства США (FAA) AC No: 91-79. Данный циркуляр разработан FAA в сотрудничестве с разработчиками и эксплуатантами самолетов и определяет основные ключевые элементы безопасности для предупреждения выкатываний за пределы ВПП.

Согласно этим документам летным составам предписывается изучить конструктивные и аэродинамические особенности эксплуатируемых самолетов, влияющие на их устойчивость и управляемость на пробеге, что в конечном итоге не исключает возможность ошибки экипажа.

Кроме организационных мероприятий предотвращения выкатывания ВС за пределы ВПП, существуют и технические методы, которые можно разделить на наземные и бортовые. Наиболее действенными на сегодняшний день наземными методами являются методы усовершенствования оснащения аэропортов. К таким методам можно отнести удлинение взлетно-посадочной полосы с целью удлинения возможного пробега самолета при посадке. В случае если удлинение ВПП невозможно, применяется система аварийного торможения воздушного судна. В настоящее время ведется разработка различных наземных систем аварийного торможения самолетов, принцип работы которых основан на передаче энергии от самолета к тормозному устройству, установленному на торце ВПП. Примером такой системы может служить система аварийного торможения самолетов Engineered Material Arresting System (EMAS). Данная система аварийного торможения устанавливается по торцам ВПП (рис. 1), принцип ее работы основан на передаче энергии движения самолета к материалу системы. Как только колеса самолета ломают материал, происходит плавное и контролируемое торможение.

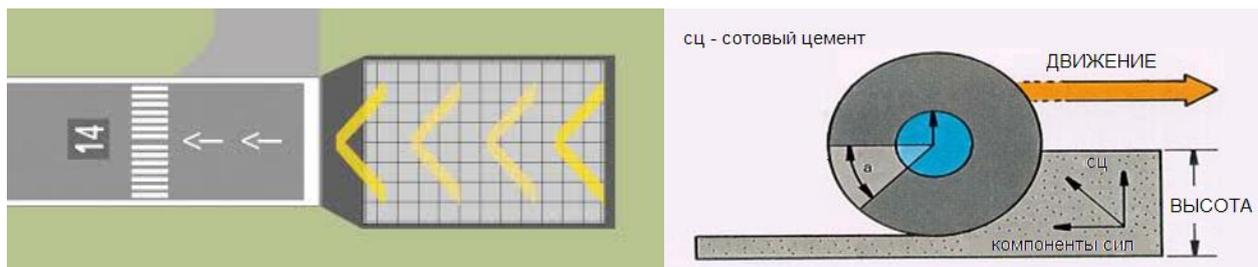


Рис. 1. Система аварийного торможения EMAS

Однако главным недостатком наземных систем является то, что данные системы борются с последствиями выкатывания, снижая риск разрушения конструкции самолета, не позволяя устранить причину выкатывания самолета за пределы ВПП.

Системы автоматического управления движением ЛА по ВПП, установленные на современных самолетах гражданского назначения, предназначены, как правило, для обеспечения автоматического торможения с различными фиксированными моментами. К основному недостатку бортовых средств торможения относится отсутствие единой системы, которая комплексно оценивает интенсивность торможения. Контроль за работой отдельных систем на таком самолете возлагается на экипаж, что зачастую приводит к ошибкам. Например, на самолете Боинг

737 система автоматического управления обеспечивает торможение в медленном режиме «LOW», в среднем режиме «MEDIUM» или в максимальном «MAX». Режим торможения летчик выбирает перед посадкой нажатием соответствующей кнопки. То есть такая система не в состоянии отслеживать меняющееся состояние поверхности ВПП (коэффициента сцепления) и вырабатывать соответствующие управляющие воздействия.

Чтобы снизить роль человеческого фактора, на борту ВС целесообразно иметь систему, прогнозирующую и предотвращающую опасную ситуацию, связанную с выкатыванием. В общем виде алгоритм ее работы может быть представлен следующим образом: получение сигналов от системы определения местоположения ВС и информации о параметрах движения самолета, вычисление потребной для остановки дистанции для текущих значений скорости и ускорения; реализация функции объективного определения угрозы выкатывания воздушного судна; предотвращение выкатывания за счет своевременного предупреждения экипажа о недопустимости выключения или снижения режима реверса тяги или торможения колес, либо выдачи рекомендации об уходе на второй круг, в случае если потребная для остановки дистанция меньше остаточной длины ВПП.

Вывод

Проблема управления движением ЛА по ВПП в режиме посадки состоит в устранении или, по крайней мере, минимизации причин, вызывающих выкатывание ЛА за пределы ВПП. Помимо обеспечения безопасности пассажиров и экипажа, актуальной задачей является синтез автоматической системы, гарантирующей существенное повышение своевременности и объективности оценки угрозы выкатывания воздушных судов за пределы взлетно-посадочной полосы, оптимальное соотношение режимов торможения. Обеспечение безопасности полетов на этапе торможения на взлетно-посадочной полосе остается важной и актуальной научно-технической задачей, требующей решения на современном уровне развития науки об управлении с применением перспективных подходов к синтезу законов управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Основы теории управления: учеб. пособие / Ю.Ю. Громов, В.О. Драчёв, О.Г. Иванова, Ю.С. Сербулов, К.А. Набатов. - Тамбов: Изд-во Тамбовского государственного технического ун-та, 2008.
2. "Runway Safety Initiative" Flight Safety Foundation, May 2009.
3. "Runway Overrun Prevention" Advisory Circular No: 91-79 June 2011.

STATUS AND DEVELOPMENT OF RUNWAY OVERRUN PREVENTION SYSTEMS

Mozolyako A.V., Akimov A.N., Vorobyev V.V.

This article describes the current condition of the onboard braking systems while rolling and the approach to the construction of the aircraft automatic braking system. The article analysis the main reasons for RW overrun and measures of reducing the risk.

Key words: runway overrun prevention, flight safety.

Сведения об авторах

Мозоляко Александр Владимирович, 1990 г.р., окончил МГТУ ГА (2013), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – активное обеспечение безопасности полетов воздушных судов.

Акимов Александр Николаевич, 1952 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1984), профессор, доктор технических наук, заместитель директора по тренажерам ЗАО «Гражданские самолеты Сухого», автор более 90 научных работ, область научных интересов – активное обеспечение безопасности полетов воздушных судов.

Воробьев Вадим Вадимович, 1962 г.р., окончил Харьковское ВВАИУ (1985), профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 80 научных работ, область научных интересов – активное обеспечение безопасности полетов воздушных судов.

УДК 65

БАЗОВЫЕ ТИПЫ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ АДАПТАЦИИ В УСЛОВИЯХ СОВРЕМЕННЫХ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ ПРОИЗВОДСТВ

И.Н. МЕРЗЛИКИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Воробьевым В.В.

В статье освещены аспекты некоторых типов адаптаций в условиях современных экстремальных производств и возможные последствия в рабочей деятельности при соответствующих ситуациях, представлены тактики адаптивного поведения и разобраны наиболее вероятные стили индивидуального поведения работников при различных условиях труда.

Ключевые слова: адаптивное поведение, экстремальное производство, адаптация, условия труда, стресс.

Проблема сбережения специалиста-профессионала, уровня его профессиональной адаптации и, как следствие, профессиональной надежности работников относится к числу наиболее «молодых», но тем не менее важных проблем современного производства. Типичным явлением, сопутствующим человеку в условиях современной жизни, стала нервно-психическая напряженность. Специалистам целого ряда профессий хорошо известно, что такое стресс. К деятельности, связанной с жесткими требованиями к исполнителю и высокой степенью риска для жизни, провоцирующими стресс, с полным основанием следует отнести пилотируемую космонавтику, авиацию, подводный флот, атомную энергетику, т.е. те сферы, где особенно важна точность применяемых решений, так как возможные ошибки могут иметь далеко идущие разрушительные последствия.

Обозначенная проблема включает в себя и сферу деятельности работников управленческого звена, в частности организаторов и специалистов авиационных производств, поскольку в процессе принятия ответственных решений нередко особую роль играет именно человеческий фактор, предполагающий умение вовремя сконцентрироваться и сохранить работоспособность в экстремальных, а порой и стрессовых ситуациях.

Подготовка специалистов-профессионалов для современного авиационного производства связана с большими материальными и временными затратами. В то же время темпы «изнашивания» организма, вынужденного функционировать на пределе физических возможностей, не позволяют работнику реализовать в полной мере свой профессиональный потенциал, порой даже не оправдывая затраченных на эту подготовку усилий.

По классификации ВОЗ приведенные выше профессии относятся к группе А, т.е. они неизбежно связаны «с повышенной степенью риска для состояния здоровья». Действительно, профессиональное долголетие летчика в среднем составляет 12 лет. К 28 годам до 30% летного состава, а старше 35 лет – до 60% имеют те или иные нарушения состояния здоровья, типичные для профессии. Ситуация с изнашиванием организма наблюдается и среди ответственных руководителей среднего и высшего звена современных интенсивных производств [1].

Поскольку стрессы и связанные с ними нервно-психические издержки в ходе рабочего процесса зачастую неизбежны, встает задача профессиональной адаптации в условиях напряженного труда. Практика требует рассмотрения способов защищенности человека от негативного воздействия профессиональной среды и формирования оптимальных тактик адаптивного поведения.

В ходе исследований, проводившихся в русле интересующей нас проблематики, были сделаны некоторые предварительные выводы. В частности, О.С. Ширяева отмечает, что необходи-

мым условием продуктивной работы и жизнедеятельности человека является оптимальная сбалансированность его организма с окружающей средой, его психофизиологическая готовность должным образом взаимодействовать с предполагаемыми обстоятельствами [1].

Н.Н. Василевский выделяет различные типы преодолевающего поведения. Наиболее полно их характеристики были рассмотрены учеными при проведении экспериментов по испытанию физических и нервно-психических ресурсов устойчивости среди кандидатов в космонавты и пилотов дальней авиации [2].

Оборудование, применявшееся в ходе эксперимента, воспроизводило замкнутый и регулируемый контур информационно-экологических отношений при наличии совокупности ограничений по экологическим и социально-психологическим параметрам, в условиях стрессового 64-часового режима непрерывной деятельности без отдыха и ночного сна.

Метод исследования имел комплексный характер и включал в себя непрерывное наблюдение за поведением, разбор полученных результатов эксперимента, оценку результативности в соответствии с нормативами достижений при работе с профессионально-имитирующими пробами, а также оценку эффективности индивидуального стиля преодолевающего поведения. Комплексность изучения была обеспечена широкими возможностями по варьированию степени интенсивности воздействующих на испытуемого факторов, постоянным психофизиологическим контролем, что позволило дать высокодифференцированную оценку качества выполняемой в ходе исследования профессионально-имитирующей деятельности. Исследования обеспечивали выявление уровня эффективности индивидуальных стилей поведения каждого из испытуемых в экстремальных условиях жизнедеятельности.

В итоге проведенных экспериментов было выделено три типа индивидуальных стилей поведения: конструктивный, рефлексивный и экстенсивный.

Посредством ранжирования показателей результативности профессионально-имитирующей деятельности было определено, что достижение одного и того же результата в случае конструктивного и рефлексивного стилей обходится меньшими психоэнергетическими затратами, что обеспечивает большую сохранность жизненных сил организма, тогда как реализация экстенсивного стиля сопряжена с большими затратами психоэнергетических ресурсов человека.

Феноменологическим критерием экстенсивного стиля поведения является чувство усилия. Испытуемые, обладающие экстенсивным стилем поведения, отличались развитым чувством долга, обязательностью, дисциплинированностью, бескомпромиссным отношением к себе и к окружающим. Желание во всем быть максимально результативным и приводило к тому, что каждая ситуация эксперимента воспринималась ими как решающая в испытании своего «Я». Это вызывало обостренное реагирование на успех или неудачу, а как результат – состояние выраженного нервного напряжения, длительное переживание которого приводило к истощению психофизиологических резервов и снижению продуктивности деятельности таких кандидатов, и в конечном итоге, возможно, к их профессиональной деквалификации по состоянию здоровья или в результате социально-психологической дезадаптации.

Рефлексивный стиль поведения предполагает способность к управлению поведением не столько с помощью волевого усилия, сколько посредством гармонизации мотивационной сферы, устранения в ней конфликтов путем целенаправленной перестройки значимых смыслов. В основе рефлексивного поведения лежат личностные механизмы преодоления: рационализация, отрицание, вытеснение, переоценка ценностей, переключение на другую форму активности, изменение направления аффекта с целью его нейтрализации и др. Эти механизмы обеспечивают уменьшение степени актуальности, значимости и тяжести переживания, снимают связанное с ними напряжение. Такой тип поведения позволяет осмыслить ситуацию «взглядом со стороны» [3].

В отличие от волевой саморегуляции, рефлексивный тип поведения сопровождается чувством облегчения, а не напряжения. В этом случае у человека появляется возможность сохранить себя при пребывании в сложнейших условиях жизнедеятельности в течение достаточно долгого времени.

Кроме того, возможен и аллопсихический способ адаптации, предполагающий овладение ситуацией путем активной реорганизации формирующих ее обстоятельств.

Аллопсихическая адаптация соответствует конструктивному типу преодолевающего поведения. Данный тип поведения характеризуется активным конструированием микросоциальных отношений, целесообразной организацией взаимодействия с окружением для достижения значимой цели. Помимо способности к рефлексии, владеющие таким поведенческим стилем лица обладают искусством общения и навыками установления делового контакта. Данный стиль поведения относится к сберегающим и результативным, что позволяет специалисту наиболее полно реализовать свои возможности в профессиональной деятельности, сохраняя при этом хорошее здоровье.

На основании анализа проведенных экспериментов можно сделать вывод, что организация жизнедеятельности в экстремальных условиях по экстенсивному типу поведения, нацеленного на преодоление препятствий исключительно посредством мобилизации внутренних резервов и волевого усилия, чрезмерно расточительна и в сложных условиях жизнедеятельности может приводить к дезадаптации. Соответственно специалистов, которым присущ данный тип адаптации, рациональнее использовать в условиях, не предполагающих экстремальных стрессовых нагрузок.

Напротив, рефлексивный стиль поведения, направленный на гармонизацию мотивационной сферы (устранение в ней конфликтов на основе сознательной перестройки значимых смыслов оказывается более экономичным) обеспечивает меньшую «цену адаптации» к экстремальным условиям жизнедеятельности, а следовательно, большую вероятность профессионального долголетия. В меньшей степени необходимыми качествами обладает конструктивный тип поведения, в основе которого лежат аллопсихические механизмы регуляции, обеспечивающие максимальную эффективность деятельности и сохранность функциональных резервов организма за счет рационального преобразования среды. Затраты и восстановление энергетических и психоэмоциональных ресурсов человека при конструктивном и рефлексивном поведении сбалансированы.

Следовательно, наиболее предпочтительными для выполнения ответственных профессиональных задач, диктуемых условиями современного производства, можно считать именно конструктивный и рефлексивный типы поведения.

Таким образом, квалифицированный подбор персонала и профессионально-грамотное управление поведением в экстремальных условиях производства предполагают знание особенности типа адаптивного поведения, присущего каждому конкретному специалисту, что позволяет достичь ожидаемого эффекта состояния мобилизующего напряжения для повышения устойчивости к действию неблагоприятных факторов, сохранения здоровья и высокой работоспособности.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ширяева О.С.** Экстремальная среда жизнедеятельности: субъективные и объективные критерии / Личность в экстремальных условиях и кризисных ситуациях жизнедеятельности: междунар. практич. конф. - Владивосток, 2011.
2. **Василевский Н.Н.** Нейрофизиологические механизмы регуляции адаптивной деятельности мозга. - СПб.: Изд-во «Наука», 1972.
3. **Сеченов И.М.** Рефлексы головного мозга. - М., 1981.

**BASE TYPES OF PROFESSIONAL ADAPTATION
IN THE CONDITIONS OF MODERN EXTREME MANUFACTURES**

Merzlikin I.N.

The article describes aspects of some types of adaptations in different working conditions of modern extrimal production and possible consequences of work under specific conditions manufactures are shined. Possible tactics of adaptive behavior are presented and various ways of people behavior of working in different conditions are developed.

Key words: adaptive behavior, extreme manufacture, adaptation, working conditions, stress.

Сведения об авторе

Мерзликин Игорь Николаевич, 1985 г.р., окончил МГТУ ГА (2007), кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор 12 научных работ, область научных интересов – инженерная экология, медицина, безопасность технологических процессов и производств, профайлинг, безопасность в чрезвычайных ситуациях, экологические последствия аварий (катастроф).

УДК 504.6:656; 504.6:654

ПОЛИТИКА СНИЖЕНИЯ ВЫБРОСОВ ПАРНИКОВЫХ ГАЗОВ ОТ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В РАМКАХ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

Ю.В. СМЕРНОВА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Воробьевым В.В.

В рамках снижения выбросов парниковых газов от воздушных судов разрабатываются методики расчёта и торговли загрязняющими веществами для формирования единого рынка бесплатных квот. Определены полномочия Европейского Союза в торговле квотами. Рассмотрены предлагаемые зарубежными странами пути решения в формировании системы учёта парниковых газов. Установлены сроки создания собственной отечественной методики сбора данных о загрязняющих веществах от воздушных судов, и как следствие, в дальнейшем создание методики для их расчёта.

Ключевые слова: углеродный рынок, парниковые газы, эмиссия, квоты на выбросы загрязняющих веществ, европейская система торговли выбросами, рамочная конвенция изменения климата, Киотский протокол.

Введение систем «парникового» регулирования оказывает существенное влияние на экономическую, внешнеэкономическую, промышленно технологическую политику, в том числе на внешнеторговые отношения.

Различные варианты таких схем оказываются более или менее эффективными для реализации целей климатической, экологической политики, для создания стимулов инновационного, низкоуглеродного развития, повышения конкурентоспособности экономики в целом.

При анализе закономерностей участия стран в системах «парникового» регулирования, включая участие в системе рамочной конвенции изменения климата (РКИК) ООН Киотского протокола, обращает на себя внимание очевидное преобладание прагматических, в первую очередь, коммерческих мотивов при принятии решения об участии или неучастии в существующих рыночных системах или о создании своей, или о сочетании развития внутренней системы с участием во внешних системах. Поэтому в рынке, действующем на основе Киотского протокола, без колебаний участвуют все потенциальные нетто-продавцы (за исключением России), тогда как нетто-покупатели во многих случаях воздерживаются от участия в «киотском рынке» и принимают решение о создании собственных систем учёта и торговли, изолированных от международной [1].

Европейская система торговли выбросами (ЕСТВ) – это самая масштабная система регулирования выбросов парниковых газов в мире. Активную политику по снижению выбросов углерода проводят Япония, Австралия, Новая Зеландия, отдельные штаты США (лидер – Калифорния), провинции Канады, Южная Корея, Тайвань и многие другие.

Широкомасштабные планы по снижению выбросов и общенациональные программы по снижению углеродоёмкости разрабатываются и реализуются в Китае, Индии, Мексике, Бразилии, Украине, Казахстане и других странах.

Рыночные системы «парникового» регулирования, в том числе и ЕСТВ, по существу, представляют собой не стихийно возникший рынок, в основе которого спрос и предложение, и состав участников, зависящий от конъюнктуры, а строгую сетевую систему, созданную в результате законодательных решений об ограничении выбросов. Спрос на углеродном рынке формируется «сверху», путем установления ограничений, достаточно жестких для того, чтобы такой спрос возник, а абсолютное большинство субъектов такого рынка или сети вовлечены, по сути, принудительно.

В настоящее время обсуждаются как минимум четыре системы торговли квотами на эмиссию. Помимо европейской системы, собственные решения есть в Новой Зеландии и Австралии.

Новозеландская система охватывает жидкое органическое топливо, которое используется в стране с 1 января 2011 г. Эмиссия от его сгорания, в случае выполнения международных авиационных или морских перевозок, учитываться не будет. Ответственность за предоставление отчетности ложится на поставщиков топлива, в свою очередь авиаперевозчики могут также участвовать в системе на добровольной основе. Правительство не будет давать поставщикам топлива безвозмездные квоты на эмиссию. Предполагается, что стоимость квот на эмиссию будет относиться на счет потребителей. Также предполагается, что цена авиационного топлива составляет приблизительно 7 центов за литр, исходя из того, что цена выбрасываемого углерода составляет приблизительно 25 новозеландских долларов за тонну эквивалента двуокси углерода.

Аналогично не включаются в систему торговли квотами выбросы, осуществляемые на международных рейсах и внутренних сегментах международных рейсов в Австралии. Система уменьшения карбонового загрязнения в этом государстве запущена с 1 июля 2010 г., ее долгосрочная цель - снижение объема выбросов на 60% по отношению к 2000 г. к середине столетия. Обязательствами также облагаются поставщики топлива. Концепция ограничения выбросов с помощью квот обсуждается и в США. Администрация Президента взяла обязательства сократить выбросы углеродов в масштабах всей экономики США и разрабатывает предложения по системе ограничения промышленных выбросов с помощью квот. Здесь пока также преобладает подход, согласно которому и в авиационном секторе участие в системе торговли квотами распространяется на поставщиков топлива.

В октябре 2013 года в Монреале в рамках 38-й Ассамблеи Международной организации гражданской авиации (ИКАО, включает 191 авиакомпанию) было достигнуто лишь предварительное соглашение о создании общемировой системы торговли квотами на выбросы парниковых газов (ETS) при авиаперевозках. По результатам этого совещания было разработано распоряжение о создании другого рыночного механизма до 2016 г. За это время авиакомпании должны разработать схему получения данных о количестве выбросов, о проведении их проверки, составить отчет.

Планируется вновь разработанную схему ввести в действие с 2020 г. Поэтому учёт выбросов парниковых газов переносится на неопределенный срок из-за желания использования каждой страной своей схемы расчётов платежей за загрязнение окружающей среды вредными веществами от работы авиационных двигателей.

В 2012 г. Еврокомиссия уже временно приостановила действие системы, внедренной в Евросоюзе (ЕС) с января 2012 г.

Механизм торговли квотами применительно к воздушному транспорту действовал следующим образом: из общего объема квот, доступных предприятиям воздушного транспорта, 82% каждый год будут выделяться авиаперевозчикам, выполняющим полеты внутри Европы и за ее пределами на бесплатной основе. Еще 15% будут выставлены на свободный аукцион, а 3% будут зарезервированы для вновь создаваемых и быстро растущих авиакомпаний. Стоит отметить, что на данный момент критерии «быстрого роста» пока не определены, как и не сформирован механизм предоставления бесплатных квот «новым» авиакомпаниям [2].

За превышение бесплатной квоты предусматривались санкции - штраф 100 евро за тонну выброшенных загрязняющих веществ или запрет на полеты. По данным экспертов ЕС объем выбросов парниковых газов в авиаперевозках составляет 2% от общего объема (к 2050 г. этот показатель должен вырасти в шесть раз). Торговля квотами могла приносить ЕС 2 миллиарда долларов в год, а расчет по первым платежам был намечен на апрель 2013 г.

Но власти 27 стран (в том числе России, США, Канады, Китая, Бразилии, Японии и Индии) схема не устроила. Основное недовольство вызывало то, что платить за выбросы надо было за весь маршрут, а не только за полет над территорией стран-членов ЕС. В КНР, Индии, США авиакомпаниям законодательно запретили участвовать в торговле квотами на выбросы парниковых газов или передавать какие-либо данные о выбросах. В России также рассматривались

аналогичные меры. На фоне угроз начала торговой войны ЕС принял решение сохранить платежи только за выбросы над его территорией, а более масштабный вариант заморозить.

Но в ходе переговоров в рамках ассамблеи ИКАО ряд стран, в том числе Россия, Аргентина, Индия, США и Китай, отказались поддержать и урезанный вариант, по которому ЕС сохранял еще на три года право взимать платежи за выбросы над участками полетов над его территорией. В окончательный вариант резолюции этот пункт не был включен.

Европейские чиновники также изучали возможность подхода, при котором платить за выбросы будут поставщики топлива, но этот механизм был отвергнут как недостаточно эффективный: считается, что авиакомпании, которые в наибольшей степени продвинулись в вопросе сокращения вредных выбросов, смогут получить дополнительное конкурентное преимущество.

Один из основных выводов, который можно сделать на основе анализа развития систем экономического регулирования выбросов парниковых газов в мире, заключается в том, что реальный процесс создания глобальной системы идет не столько на переговорных площадках, сколько путем практической разработки национальных систем на основе стандартизированных решений развитой экономической теории регулирования атмосферных выбросов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аверченков А.А., Галенович А.Ю., Сафонов Г.В., Федоров Ю.Н. Регулирование выбросов парниковых газов как фактор повышения конкурентоспособности России. - М.: НОПППУ, 2013.

2. Смирнова Ю.В. Система торговли квотами выбросов парниковых газов от воздушных судов // Современные научно-технические и инновационные проблемы транспорта: VI междунар. науч.-техн. конф. - Ульяновск: УЛГТУ. - С. 69-72.

POLICIES TO REDUCE GREENHOUSE GAS EMISSIONS FROM AIRCRAFT IN THE FRAMEWORK OF ENVIRONMENTAL SAFETY

Smirnova Yu.V.

A methodology of calculation and trade of pollutants to form a united market of free allowances is being developed in the framework of reducing emissions of greenhouse gases from aircraft.

The competences of the European Union in trading emissions trading quota have been determined. The ways of creating the system of greenhouse gases accounting offered by foreign countries were considered. The date of creating our own methodology of collating the data of pollutants from aircraft has been set.

Key words: carbon market, greenhouse gases, emissions, emissions of pollutants, the European emissions trading system, framework Convention of climate change, the Kyoto Protocol.

Сведения об авторе

Смирнова Юлия Владимировна, окончила МГТУ ГА (2003), кандидат технических наук, доцент кафедры безопасности полётов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 40 научных работ, область научных интересов - экологическая оценка уровня негативного воздействия воздушных судов и наземных объектов на окружающую среду.

УДК 629.73.072/067

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТРЕНАЖЕРНОЙ ПОДГОТОВКИ ЛЕТНЫХ ЭКИПАЖЕЙ В ИНТЕРЕСАХ ГАРАНТИРОВАННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

И.Г. СОХИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Зубковым Б.В.

Статья посвящена проблеме управления тренажерной подготовкой летных экипажей для гарантированного обеспечения требований к качеству их деятельности в нештатных ситуациях, которые могут возникать в полетах. Показано, что современная методология тренажерной подготовки летных экипажей не обеспечивает гарантию качества их деятельности в возможных нештатных ситуациях. Предложен метод адаптивного управления тренажерной подготовкой летных экипажей, основанный на математическом моделировании состояний их операторских компетенций. Главное достоинство нового метода – возможность получения в ходе тренажерной подготовки статистических показателей качества деятельности экипажей летательных аппаратов в нештатных ситуациях, и тем самым контролируемо обеспечивать заданные требования по безопасности и надежности полетов.

Ключевые слова: полетная операция, нештатная ситуация, безопасность, надежность, полет, компетентность, компетенция, АМК-метод, качество тренажерной подготовки.

Введение

Проблема обеспечения безопасности полетов относится к числу наиболее сложных комплексных проблем, поскольку безопасность полетов определяется множеством разнородных факторов, таких как надежность летательных аппаратов (ЛА), их эргономичность, качество организации управления полетом и т.д. Большая роль в обеспечении безопасности и надежности полетов принадлежит экипажу летательного аппарата, на который возложены функции контроля состояния ЛА, обнаружения и идентификации нештатных ситуаций, осуществления необходимого резервирования бортовой автоматики либо выполнения мероприятий по предотвращению чрезвычайных ситуаций или уменьшению их последствий в случае возникновения. Поэтому наземная тренажерная подготовка летных экипажей должна *гарантированно* обеспечивать заданные качество и надежность их деятельности во всевозможных штатных операциях и нештатных (аварийных) ситуациях (НшС). Это означает, что вероятность обеспечения безопасности полетов при возникновении любых расчетных нештатных ситуаций должна быть не ниже заданной

$$P_{\text{безопасн}} = \prod_{j=1}^k (1 - Q_j Q_j^{\text{парир}}),$$

где k - количество НшС, которые могут привести к невозможности спасения экипажа; Q_j - вероятность возникновения j -й НшС; $Q_j^{\text{парир}}$ - вероятность неудачи при принятии корректирующих мер по парированию j -й НшС.

Исследования процессов тренажерной подготовки космонавтов, проводимой в Центре подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина [1-3], показали, что главная проблема тренажерной подготовки экипажей сосредоточена в области управления технологическими процессами их тренировок на тренажерах и связана с возможностью оценивания состояний их подготовленности и управления ими. Проблема заключается в противоречии между возможностями современного научно-методического аппарата тренажерной подготовки летных экипажей и требованиями, предъявляемыми к качеству их подготовленности. Вследствие многочисленности и многообразия возможных нештатных ситуаций, которые могут возникать в полете, жестких ограничений на время тренажерной подготовки экипажа ЛА и количество тренировок не представ-

ляется возможным многократно отработать все возможные НшС, и следовательно, получить статистические оценки $Q_j^{нарп}$ и оценить $P_{безопасн}$ для каждого летного экипажа. Поэтому нужны новые эффективные методологические подходы к информационно-управляющим процессам тренажерной подготовки летных экипажей.

Для управления тренажерной подготовкой экипажей ЛА предлагается использовать адаптивно-компетентностный подход [4; 5], при котором репрезентативная выборка нештатных ситуаций, моделируемых на тренажерах в процессе тренировок, выбирается динамически, исходя из текущего состояния подготовленности (компетентности) экипажей. Данный подход и связанные с ним технологии основаны на переходе от традиционной динамической системы «вход-выход» к динамической системе с внутренними пространствами состояний «вход-состояние компетентности экипажа-выход». В новой технологии управления подготовкой экипаж ЛА рассматривается не как традиционный «черный ящик», а как объект, имеющий внутреннюю структуру

$$\Sigma = \langle T, U, Y, X, \Omega_c, \Gamma, \psi, \varphi \rangle,$$

где T – упорядоченное множество моментов времени (тренировок); U – множество значений входных величин (сложности заданий); Y – множество значений выходных величин (результатов действий экипажа); $X = F(U, Y)$ – множество переменных величин, характеризующих состояние компетентности экипажа; Ω_c – пространство функций $u(t)$, описывающих допустимые входные воздействия; Γ – пространство функций $y(t)$, описывающих изменение по времени выходных величин; $\psi: U \rightarrow X$ – переходная функция, характеризующая зависимость элементов множества состояний X от входной величины U и прежнего состояния; $\varphi: U \times X \rightarrow Y$ – выходная функция, характеризующая зависимость элементов множества выходов Y от входной величины и состояния.

Метод адаптивного моделирования состояний операторских компетенций экипажа (АМК-метод)

В целях управления состояниями подготовленности экипажей в ходе их тренажерной подготовки предложен метод адаптивного моделирования состояний компетентности космонавтов (АМК-метод).

Под *моделированием состояний компетентности* экипажей понимается формальный процесс, включающий построение моделей управления состояниями компетентности экипажей, а также практическое применение этих моделей для управления их тренажерной подготовкой. Основными управленческими функциями моделирования компетентности являются: оценка текущего состояния компетентности космонавтов, проектирование адаптивных управляющих воздействий на космонавтов в процессе тренировок на тренажерах, прогнозирование будущих состояний компетентности космонавтов и качества их деятельности в космическом полете для принятия обоснованных управленческих решений.

Информационно-динамическая модель адаптивного управления состояниями компетентности космонавтов представлена на рис. 1. Моделирование состояний компетентности экипажа в ходе его тренировок на тренажерах представлено как многоуровневый двусторонний процесс прямого и обратного «восхождения от абстрактного к конкретному». Использование современного математического аппарата теории сложных систем и динамической теории информации [6] позволило формализовать такие понятия, как информационная сложность деятельности, результаты деятельности, компетентность экипажа, и количественно измерять их. Управление тренажерной подготовкой экипажа рассматривается как дискретный процесс с рекуррентным изменением входных воздействий $U(t)$ от очередной тренировки к следующей. В целях адаптации входных воздействий к текущему состоянию компетентности экипажа используются вышестоящие уровни, представленные абстрактными информационными объектами. Информационные объекты вышестоящего уровня порождают информационные объекты нижестоящего уровня. Пределы

управления, обеспечивающие определенное гарантированное качество деятельности экипажа в условиях космического полета, определяются устойчивостью результатов моделируемой на тренажерах деятельности экипажа к некоторому диапазону сложности входных воздействий.

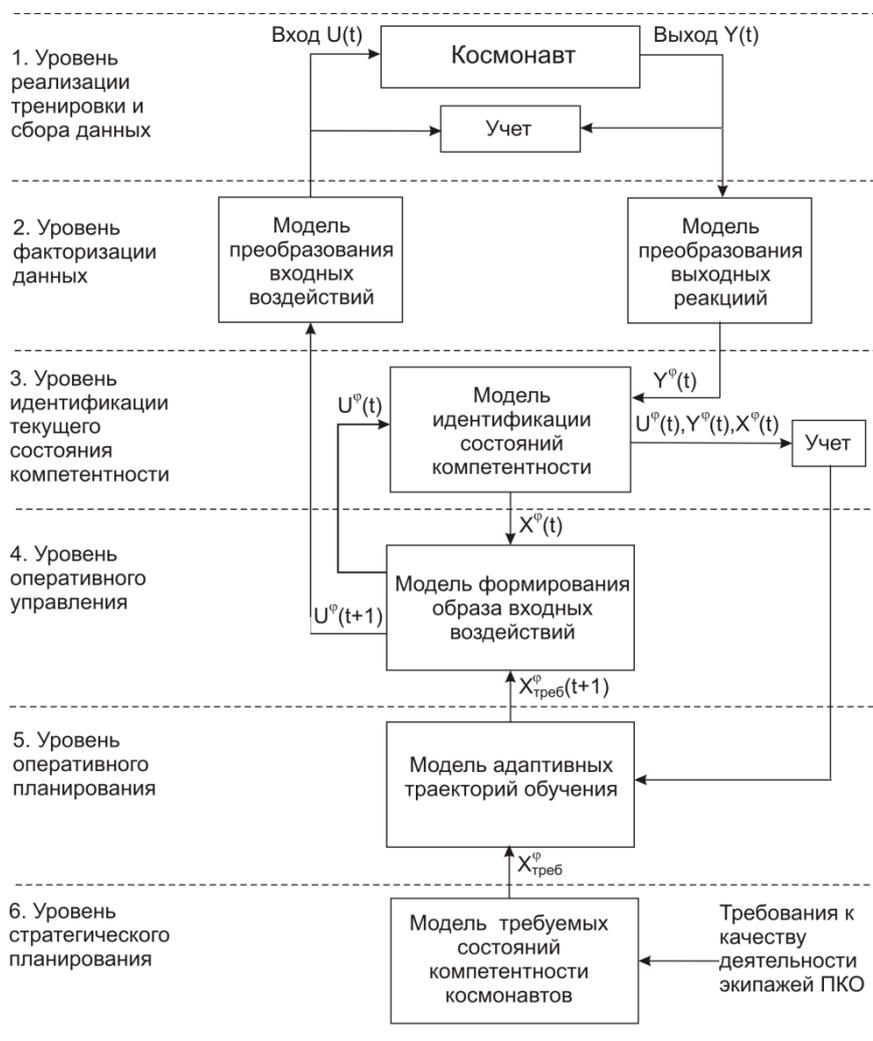


Рис. 1. Информационно-динамическая модель адаптивного управления состояниями компетентности экипажа

В АМК-методе каждый из трех информационных объектов U , Y , X сам по себе является сложной структурой, состоящей из множества разнородных элементов. Поэтому в рассмотрение вводятся три ключевые категории, подлежащие математической формализации:

- "информационное пространство входных воздействий" на экипаж для описания характеристик "входов" (коротко – пространство входов U);
- "информационное пространство выходных реакций" экипажа для описания характеристик "выходов" (коротко – пространство выходов Y);
- "состояния компетентности" экипажа X (отражающего абстрактные внутренние состояния его подготовленности).

Каждая из этих трех категорий может быть представлена своей особенной информационной моделью, имеющей собственную структуру, определенную на множестве только ей присущих элементов. Причем пространства входов и выходов относятся к объектам, с которыми взаимодействует экипаж (т.е. к среде, включающей в себя Центр управления полетами (ЦУП) ЛА). Состояние компетентности является внутренней характеристикой экипажа ЛА. Оно, в отличие

от первых двух категорий, не может быть измерено непосредственно, а должно определяться через отношения двух других категорий. Применительно к деятельности в НшС компетентность экипажа складывается из совокупности его компетенций: обнаружения нештатных ситуаций, их распознавания, планирования и выполнения действий по выходу из нештатной ситуации, которые характеризуют его операторские функции при парировании НшС.

Система количественных показателей качества деятельности экипажей ЛА в нештатных ситуациях

С помощью предложенной модели АМК-метода могут быть рассчитаны статистические показатели состояния компетентности экипажей ЛА применительно к обеспечению безопасности полетов. Состояние компетентности экипажа представляет собой случайный вектор $X(t) = \langle X_1, X_2, X_3, X_4, t \rangle$, в котором переменные $X_1(t) - X_4(t)$ представляют отдельные компетенции. При этом каждая компетенция является двумерной случайной величиной $X_i = (U, Y) = f(A_i)$, поскольку является функцией элементарного события – реализации НшС A_i , имеющей сложность U и исход Y .

Требования репрезентативности выборки НшС, предъявляемые экипажам на тренировках, и условий действия статистического ансамбля событий (повторяемость условий испытаний, статистическая устойчивость и достаточное количество испытаний), необходимых для объективной оценки статистических вероятностей качества операторских компетенций экипажей, в АМК-методе обеспечиваются за счет адаптивно-оптимального формирования тренировочных заданий. В результате в ходе тренировок экипажей ЛА на тренажерах могут быть получены эмпирические функции распределения $F(X_i(t)) = P(U < T_u^\alpha, Y < S_j)$ двумерной случайной величины $X_i(t)$. Для рассматриваемой дискретной двумерной случайной величины $X_i(t)$ её функция распределения представляет собой некоторую ступенчатую поверхность. Следует заметить, что в действительности качество компетентности экипажей следует рассматривать как случайный процесс, изменяющийся с течением времени. Поэтому правильнее говорить о временном срезе функции распределения для фиксированного момента времени. В данном исследовании мы будем рассматривать временной срез функции распределения компетентности экипажа на момент окончания его подготовки к полету. На рис. 2 представлен пример такого временного среза для отдельно взятой компетенции.

Путем композиции компетенций экипажа ЛА, которые задействованы в структуре его деятельности при парировании конкретной НшС, могут быть аналитически вычислены прогнозные оценки вероятности безошибочности его деятельности $Q_i^{парир}$ [5].

Таким образом, на основе использования АМК-метода появляется возможность получения статистических оценок вероятности безошибочной деятельности экипажа в НшС, которые могут быть применены в математических моделях управления качеством их тренажерной подготовки.

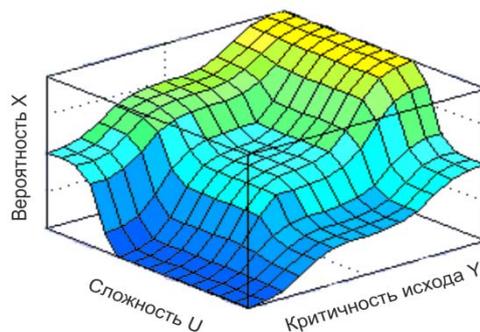


Рис. 2. Временной срез функции распределения качества компетенций экипажа ЛА

Заключение

Экспериментальные исследования, проводимые в Центре подготовки космонавтов, подтвердили практическую реализуемость АМК-метода и эффективность его научно-методического аппарата для целенаправленного управления качеством тренажерной подготовки экипажей пилотируемых космических аппаратов в интересах гарантированного обеспечения требований по обеспечению безопасности и надежности космических полетов.

Использование АМК-метода может оказаться весьма эффективным средством для управления состояниями компетентности летных экипажей воздушных судов в ходе их тренажерной подготовки в интересах гарантированного обеспечения безопасности полетов при возникновении нештатных ситуаций.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Сохин И.Г.** Комплексная подготовка экипажей МКС как управляемый технологический процесс: монография. Звездный городок: РГ НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина, 2007.
2. **Сохин И.Г., Крючков Б.И.** Этапы становления и перспективы развития научно-методической базы подготовки космонавтов // Пилотируемые полеты в космос. - 2011. - №1(1). - С. 78-86.
3. **Сохин И.Г., Крючков Б.И., Курицын А.А.** Этапы эволюции научно-методической школы подготовки космонавтов: от тренировки навыков к формированию профессиональной компетентности // Вопросы истории естествознания и техники. - 2012. - № 3. - С. 145-149.
4. **Сохин И.Г.** Моделирование состояний компетентности космонавтов в процессе тренажерной подготовки. Космонавтика и ракетостроение. - 2011. - Т. 65. - № 4. - С. 180-185.
5. **Сохин И.Г.** Адаптивно-компетентностный подход к решению проблемы управления качеством подготовки космонавтов в интересах гарантированного обеспечения заданного уровня безопасности и надежности космических полетов // Пилотируемые полеты в космос. - 2012. - №1(3). - С. 36-48.
6. **Чернавский Д.С.** Синергетика и информация: динамическая теория систем. 3-е изд., доп. - М.: Книжный дом «Либроком», 2009.

MODELING OF THE FLIGHT CREW'S TRAINING PROCESSES ON SIMULATORS IN THE INTERESTS OF GUARANTEED FLIGHT SAFETY

Sokhin I.G.

The paper covers the problem how to control flight crew training on simulators to ensure the fulfillment requirements for the quality of their activity in training non-standard situations which can happen in flight. It is shown that the existing methodology of training pilots on simulators does not ensure the quality of their activity in those non-standard situations. The paper puts forward an adaptive control method (AMC-method) of the simulator training of flight crews using mathematical modeling the states of their operator competences. The main advantage of the new method is the possibility to obtain statistical quality indicators of flight crew activity in non-standard situations and, thereby, to control the fulfillment of prescribed requirements for safety and reliability of space missions.

Key words: space operations, off-nominal situation, safety, reliability, spaceflight, competence, capacity, AMC-method, the quality of the simulator training.

Сведения об авторе

Сохин Игорь Георгиевич, 1954 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1976), доцент, кандидат технических наук, заместитель начальника управления ФГБУ «НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина», автор более 150 научных работ, область научных интересов – управление процессами подготовки космонавтов, повышение качества деятельности экипажей пилотируемых космических аппаратов, безопасность полетов.

УДК 519.876.2:629.735.03(045)

ВЕЙВЛЕТ-АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

С.В. ЕНЧЕВ, С.С. ТОВКАЧ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Паниным В.В.

Статья посвящена вопросам вейвлет-анализа сигналов, полученных с датчиков электронных систем управления авиационных газотурбинных двигателей, что позволит заметно улучшить диагностику режимов работы двигателя для предотвращения их выхода из строя и в конечном счете для снижения экономических затрат. Представлена блок-схема автоматического управления авиационным газотурбинным двигателем.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, вейвлет-анализ, электронная система управления.

Введение

Постоянно растущие требования к техническим характеристикам летательных аппаратов (ЛА) привели к существенному усложнению конструктивных схем современных авиационных двигателей и к значительному увеличению значений термодинамических параметров рабочего процесса, прежде всего таких как степень повышения давления воздуха в компрессоре, температуры газов перед турбиной и степени двухконтурности. В этих условиях значительно ужесточаются требования к точности регулирования параметров газотурбинных двигателей (ГТД).

В связи с многообразием факторов, влияющих на рабочий процесс в авиационном двигателе, высокими скоростями изменения этих факторов, а также в связи с необходимостью управления большим числом параметров рабочего процесса авиационные двигатели оборудуются комплексом сложных, взаимодействующих между собой автоматических устройств. Системы управления ГТД, включающие эти устройства, позволяют, с одной стороны, существенно расширить возможности ЛА и, с другой стороны - облегчают управление ими [1].

Полная автоматизация управления современными авиационными ГТД обеспечивает двигателям высокую тяговую эффективность и топливную экономичность, заданные показатели надежности и ресурса. Автоматика современных ГТД характеризуется сложностью реализованных в ней законов управления, наличием нескольких взаимосвязанных контуров регулирования и сложной логикой блокировок и дублирования.

Основная часть

Система автоматического управления (САУ) авиационными ГТД представляет собой сложную взаимосвязанную многоконтурную систему, выбор параметров и анализ характеристик которой являются достаточно сложными задачами [1]. Для решения этих задач целесообразно использовать аналитические методы исследований, позволяющие прежде всего обеспечить устойчивость системы, а также предотвратить появление нестационарных процессов работы двигателя. Известно, что полученные данные из реальных двигателей чаще зашумленные, возникает вопрос обработки данных, выделение полезного сигнала.

Учитывая, что известные методы обработки измерительной информации постоянно наталкивались на принципиальные теоретические ограничения, не позволяющие говорить о принципиальном решении проблемы одинакового представления функции и сигналов методами, созданными на основе средств преобразования Фурье, математиками в 90-х гг. XX в. было введено понятие вейвлетов. Вейвлеты – обобщенное название особых функций, которые имеют вид коротких волновых пакетов с нулевым интегральным значением. Вейвлеты по сути являются новыми математическими понятиями и объектами, применение которых может теоретически

строго приблизить любую функцию и любой сигнал. Поэтому они перспективны в решении математических задач приближения (интерполяция, аппроксимация и т.д.) произвольных нелинейных зависимостей. Вейвлет-преобразования широко применяют для анализа сигналов и сжатия информации. Вейвлеты необходимы во многих исследованиях. Их используют в тех случаях, когда результат анализа некоторого сигнала должен содержать не только простое перечисление его характерных частот (масштабов), но и сведения об определенных локальных координатах, при которых эти частоты себя проявляют. Итак, анализ и обработка нестационарных (во времени) или неоднородных (в пространстве) сигналов различных типов является основным полем применения вейвлет-анализа. Область применения вейвлетов не ограничивается анализом свойств сигналов и полей различной природы, полученных численно, в эксперименте или при наблюдении. Вейвлеты начинают применяться и для прямого численного моделирования как иерархический базис [2], который хорошо приспособлен для описания динамики сложных нелинейных процессов, характеризующихся взаимодействием возмущений в широких диапазонах пространственных и временных частот.

Алгоритм вейвлет-анализа сигналов имеет следующий вид (рис. 1).

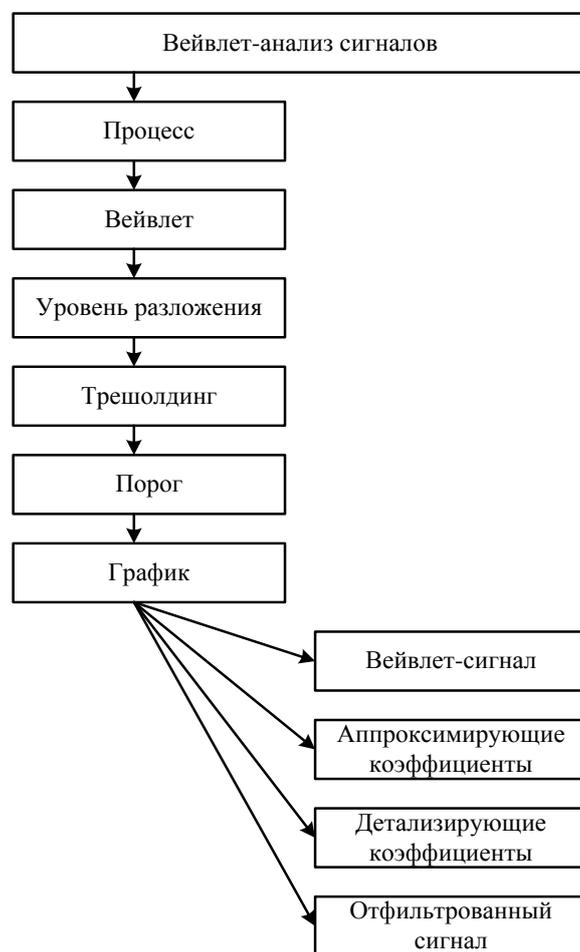


Рис. 1. Структура вейвлет-анализа сигналов

Процесс – генерация случайного процесса или загрузка данных процесса из внешнего файла. В первом случае необходимо указать количество реализаций, количество моментов в реализации, дисперсию процесса, дисперсию ошибок измерения, время, шаг времени.

Вейвлет – выбор вейвлета. Допустимые значения: вейвлет Хаара, вейвлет Добеши 1, вейвлет Добеши 2, вейвлет Добеши 3, вейвлет Добеши 4, вейвлет Добеши 5, вейвлет Добеши 6, вейвлет Добеши 7, вейвлет Добеши 8, вейвлет Добеши 9, вейвлет Добеши 10.

Уровень разложения – уровень вейвлет-разложения сигнала. Допустимы значения от 1 до 10.

Трешолдинг – метод удаления шума. Допустимые значения: мягкий, жесткий.

Порог – определение значения порога при трешолдинге. Допустимые значения: логистический, адаптивный.

График – окно с отображением графика вейвлет-преобразования сигнала. Имеется возможность посмотреть график вейвлет-сигнала на фоне графика реального и зашумленного сигналов, график аппроксимирующих коэффициентов на последнем уровне разложения, график детализирующих коэффициентов на любом уровне разложения.

В простейшей модели предполагается, что зашумленный сигнал имеет вид (1) [3; 4]

$$s(n) = f(n) + \sigma \cdot e(n), \quad (1)$$

где $f(n)$ – полезный сигнал; σ – уровень шума; $e(n)$ – гауссов белый шум, т.е. стационарная случайная последовательность с нулевым математическим ожиданием, абсолютно некоррелированная и с дисперсией, равной единице.

При вейвлет-анализе сигнал раскладывается на аппроксимирующие коэффициенты, которые представляют сглаженный сигнал, и детализирующие коэффициенты, описывающие колебания. Следовательно, шумовая компонента лучше отражается в детализирующих коэффициентах. Подобные составляющие могут быть удалены с использованием процедуры обнуления или пересчета коэффициентов детализации, значения которых меньше по сравнению со значением порога. Процедура пороговой обработки, или "трешолдинг", на сегодняшний день является перспективным инструментом для "очистки" сигнала от шумов (высокочастотных компонент) [3].

Существуют следующие виды трешолдинга [3; 4]:

1) жесткий трешолдинг, при котором все коэффициенты, превышающие некоторый порог, считаются принадлежащими к "оригинальному" сигналу, а остальные относят к шуму и обнуляют (2)

$$f(x) = \begin{cases} x, & |x| \geq t; \\ 0, & |x| < t, \end{cases} \quad (2)$$

где t – некоторый порог (коэффициент трешолдинга);

2) мягкий трешолдинг (3)

$$f(x) = \begin{cases} x - t, & x \geq t; \\ 0, & |x| < t; \\ x + t, & x \leq -t. \end{cases} \quad (3)$$

Качество шумоподавления сигнала и, следовательно, степень увеличения отношения сигнал/шум зависят не только от вида функции трешолдинга, но также от способа ее применения. В зависимости от этого трешолдинг делится на глобальный и локальный, а локальный в свою очередь на общий и многоуровневый [4].

Для определения пороговых значений будем использовать следующие методы:

1) *SQR-LOG метод* (4) [3]

$$t = \sqrt{2 \left(\frac{(\text{median}\{c(i)\}, i = 1 \dots n)}{0,6745} \right)^2 \ln(n)}, \quad (4)$$

где 0,6745 – оценка среднеквадратичного отклонения белого Гауссова шума; $c(i)$ – вейвлет-коэффициенты;

2) *метод Берга – Массара* (5) [4]:

$$t = |c(z)|;$$

$$z = \arg \min \left[- \sum \{c^2(i), i < k\} + 2\sigma^2 k \left(a + \ln \left(\frac{n}{k} \right) \right) \right];$$

$$k = 1 \dots n,$$
(5)

где σ^2 – дисперсия шума; a – параметр разреженности $a \geq 1$.

Параметр разреженности является ключевым в методе Берга – Массара, так как именно его величина, задаваемая исследователем, определяет степень подавления имеющихся в сигнале шумов.

В методе Берга – Массара определяются три интервала изменений значения параметра a , которые задают величину "штрафа":

- "высокий" – при $2,5 \leq a \leq 10$;
- "средний" – при $1,5 \leq a \leq 2,5$;
- "низкий" – при $1 \leq a \leq 1,5$;

3) метод Штейна (6):

$$T_m = \arg \min_{t \geq 0} [SURE(W)];$$

$$SURE(W) = \sigma^2 - \frac{1}{N} \left(2\sigma^2 \cdot \# \{n : |W(m, n)|\} - \sum_{k=1}^L \min(|W(m, n)|)^2 \right),$$
(6)

где $W(m, n)$ – вейвлет-коэффициенты на уровне разложения m ; L – длина вектора вейвлет-коэффициентов $W(m, n)$ на уровне m ; σ^2 – дисперсия шума; $\#S$ – мощность множества S .

В качестве меры при выборе базисного вейвлета, применяемого для удаления шумов, будем использовать среднеквадратическую ошибку (7)

$$MSE(w, l) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (s(i) - \theta(i))^2,$$
(7)

где $s(i)$ – исходный сигнал; $\theta(i)$ – очищенный сигнал; w – вейвлет-функция; l – уровень разложения сигнала.

Результаты сравнения по видам и методам трешолдинга для вейвлетов "db2" и "db4" на четвертом уровне разложения с использованием локального многоуровневого трешолдинга представлены в табл. 1 и табл. 2.

Таблица 1

Сравнение методов и типов вейвлет-трешолдинга для "db2"

	Жесткий трешолдинг	Мягкий трешолдинг
Метод Берга – Массара	0,0447	0,0563
SQR-LOG метод	2,5625	9,1393
Метод Штейна	1,0046	1,0239

Таблица 2

Сравнение методов и типов вейвлет-трешолдинга для "db4"

	Жесткий трешолдинг	Мягкий трешолдинг
Метод Берга – Массара	0,0393	0,0530
SQR-LOG метод	2,4873	8,9010
Метод Штейна	1,0073	1,0309

Согласно полученным результатам, наилучшим вейвлет-носителем для фильтрации сигнала от шумов является вейвлет "db4" на четвертом уровне разложения, а лучшим методом при локальном многоуровневом вейвлет-трешолдинге является жесткий трешолдинг с использованием метода Берга – Массара и штрафным порогом $a = 6$.

Для примера можно привести модельный сигнал $I(t)$ (рис. 2). Предположим, что необходимо определить продолжительность интервалов T1, T2, T3 с зашумленного сигнала.

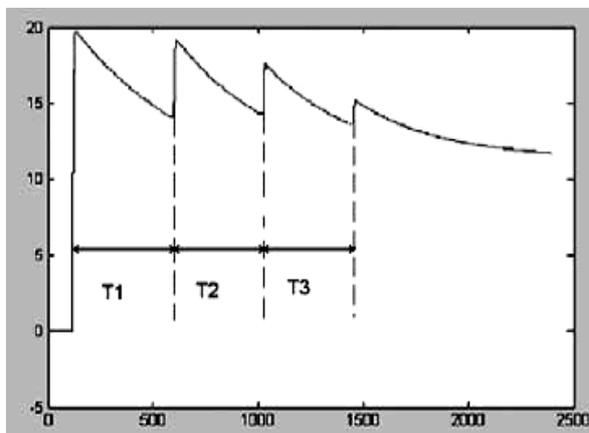


Рис. 2. Модельный сигнал

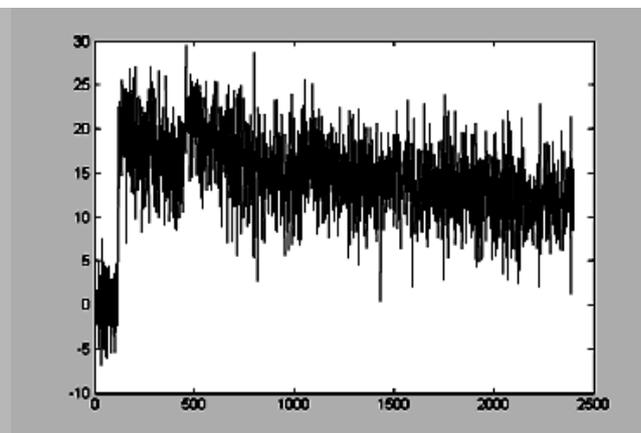


Рис. 3. Зашумленный сигнал

Вейвлет-преобразование используется как инструмент для выделения входного сигнала из смеси сигнал-шум. Все вычисления осуществляются с помощью среды программирования MATLAB 2007b и пакета Simulink [4].

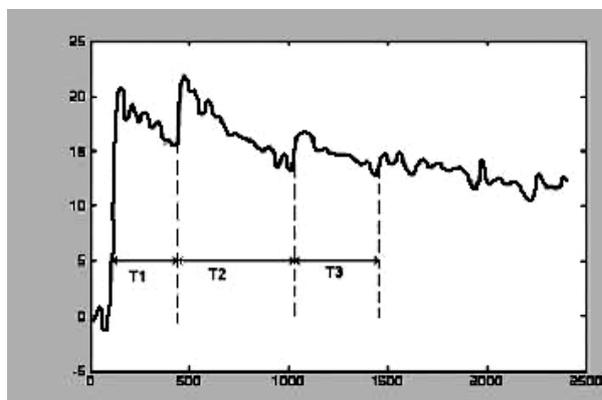


Рис. 4. Отфильтрованный сигнал с помощью мягкого трешолдинга

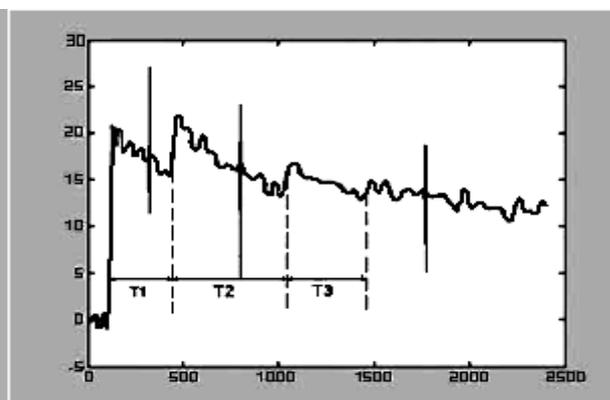


Рис. 5. Отфильтрованный сигнал с помощью жесткого трешолдинга

Выполнено сравнение эффективности двух методов трешолдинга: жесткого и мягкого. Проводилась фильтрация, а тогда исчислялась разница отфильтрованного сигнала и модельного. Даже обычное визуальное сравнение информационных параметров T1, T2, T3 свидетельствует, что при мягком трешолдинге получаем лучший результат, чем при жестком. Основная причина ухудшения определения информационных параметров – появление паразитных всплесков при жестком трешолдинге.

Применение вейвлет-анализа для расширения диапазона управления двигателем путем повышения надежности и скорости срабатывания системы обратной связи как в стационарных условиях, так и в процессе движения при постоянных и неустановившихся режимах работы позволит, за счет раннего выявления предвестников возможного нарушения режима работы, подавать команды о соответствующем регулировании [5].

Сначала проводится диагностика режима работы двигателя, которая заключается в том, что с помощью датчиков, установленных на работающем двигателе, измеряется величина и изменение во времени его физических параметров (вибраций, деформаций, давления газов, акустических шумов и т.п.). В компьютерном блоке превращаются эти сигналы в вейвлет-коэффициенты, анализируются их дисперсии и/или корреляционные матрицы в разных масштабах, происходит фильтрация. После чего на основании их изменений со временем и заложенных алгоритмов компьютер делает выводы о необходимости изменения режима работы двигателя и способе осуществления этой операции, передает соответствующую команду в систему автоматического управления, которая проводит регулирование двигателя через исполнительное устройство. Таким способом достигается саморегулирование двигателя.

Автоматическое управление отличается высокой степенью надежности, обеспечиваемой свойствами диагностики с помощью вейвлет-анализа, быстродействием и точностью компьютерной обработки сигналов с датчиков и подачи команды регулирования. А также многофункциональностью всей системы, когда помимо сигналов датчиков при компьютерной обработке подается и другая информация (например, данные о полете в случае летательных аппаратов). По результатам их совместной обработки по многим параметрам выбираются необходимые команды на выполнение конкретных операций из серии возможных способов регулирования двигателя, заложенных в компьютер. Все эти особенности вместе обеспечивают расширение диапазона управления двигателем.

Для лучшего представления работы САУ ГТД приведена блок-схема (рис. 6).

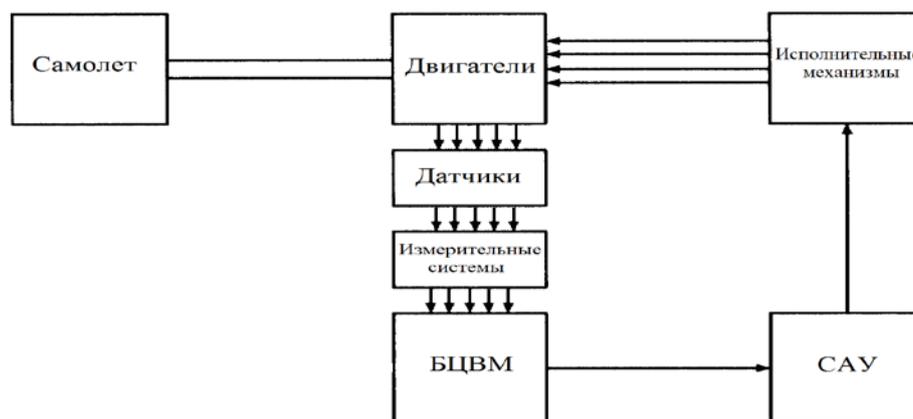


Рис. 6. Блок-схема автоматического управления авиационным ГТД

Блок-схема управления состоит из двигателя, датчика сигналов о его режиме работы, измерительного устройства, компьютера (бортовая цифровая вычислительная машина – БЦВМ), системы автоматического управления и исполнительного устройства.

Управление осуществляется следующим образом. Датчик на двигателе регистрирует физические параметры (вибрацию, деформации, колебания давления, акустические шумы и т.п.) работы двигателя и передает их на измерительное устройство, которое преобразует эти данные в набор чисел, характеризующий изменение величины параметров со временем через определенные интервалы времени, затем этот набор поступает в БЦВМ, которая выполняет вейвлет-анализ путем вычисления соответствующих вейвлет-коэффициентов, их дисперсии и высших корреляционных матриц на разных масштабах, и в случае выявления их заметного изменения по сравнению с нормальным режимом работы двигателя выбирает способ регулирования работы, согласовывает его также с информацией о полете, и выдает команду в систему автоматического управления, которая приводит в действие исполнительное устройство, изменяющее режим работы двигателя согласно полученной команды.

Предложенный способ может быть использован для автоматического управления режимом работы любых регулярно (в частности, периодически) работающих двигателей как при постоянных, так и неустойчивых режимах с целью предотвращения повреждений и аварий.

Вывод

Применение вейвлет-преобразования позволяет детально рассматривать сигнал, исследовать те области сигнала, которые могут содержать информацию о повреждении. Этот метод позволяет диагностировать повреждения на ранних стадиях, когда они не заметны при внешнем осмотре, но вносят вклад в снижение эффективности работы двигателя. Дальнейшее развитие этой области позволит выявлять дефекты и места их дислокации, снижая эксплуатационные расходы и расходы, связанные с простоем оборудования, и позволит наиболее эффективно использовать двигатели.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Климентовский Ю.А.** Системы автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов: учеб. пособие / под ред. М.М. Митраховича. - Киев: КВЦ, 2001.
2. **Малла С.** Вэйвлеты в обработке сигналов / пер. с англ. - М.: Мир, 2005.
3. **Смоленцев Н.К.** Основы теории вейвлетов. Вейвлеты в MATLAB. - М.: ДМК Пресс, 2008.
4. **Алексеев К.А.** Очерк "Вокруг CWT" [Электронный ресурс]. URL: <http://matlab.exponenta.ru/wavelet/book3/index.php>.
5. **Гуревич О.С.** Управление авиационными газотурбинными двигателями: учеб. пособие. - М.: Изд-во МАИ, 2001.

WAVELET ANALYSIS OF PARAMETERS OF AUTOMATIC CONTROL SYSTEMS OF THE AIRCRAFT ENGINES

Enchev S.V., Tovkach S.S.

The article deals with wavelet analysis of signals received from the sensors of electronic control systems of aircraft gas turbine engines, which will significantly improve the diagnostics of engine operating condition to prevent failure and ultimately to reduce the economic costs. A block diagram of automatic control of aircraft gas turbine engine is presented.

Key words: gas turbine engine, the wavelet analysis, electronic control system.

Сведения об авторах

Енчев Сергей Васильевич, 1979 г.р., окончил Национальный авиационный университет (2002), кандидат технических наук, доцент кафедры автоматизации и энергоменеджмента Аэрокосмического института Национального авиационного университета, автор более 20 научных работ, область научных интересов – методы синтеза и диагностики систем управления энергосистемами летательных аппаратов.

Товкач Сергей Сергеевич, 1989 г.р., окончил Черкасский национальный университет им. Б. Хмельницкого (2011), аспирант Аэрокосмического института Национального авиационного университета, автор 3 научных работ, область научных интересов – автоматизированная обработка измерительной информации в электронных системах управления авиационными ГТД.

УДК 629.735.33:004.021

РАЗРАБОТКА ПОКАЗАТЕЛЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ НА ОСНОВЕ РЕКОМЕНДАЦИЙ ИКАО

В.Д. ШАРОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Зубковым Б.В.

В статье предлагается непосредственно использовать рекомендации РУБП ИКАО Doc. 9859 (3-е изд. 2013 г.) для расчета целевого и порогового уровней государственного показателя безопасности полетов. Приведены примеры расчета по данным 2011 г. и мониторинга текущего показателя в течение 2012 г.

На основе государственного показателя предлагается через «коэффициент соответствия» вывести пороговые (предельно допустимые) значения показателя «количество инцидентов на 1000 ч налета» для авиакомпании.

Ключевые слова: показатель безопасности полетов, целевой уровень, пороговый уровень.

1. Разработка государственного показателя уровня безопасности полетов

Необходимость государственного показателя безопасности полетов¹ и конкретного значения его приемлемого уровня, в том числе, и для разработки системы управления безопасностью полетов в авиапредприятиях (СУБП), очевидна. В соответствии с Приложением 19 ИКАО стандартом являются только требования установления государством в рамках Государственной программы БП (ГосПБП) приемлемого уровня. Для этого государство должно назначить показатели БП и установить их уровни.

Приложение 19 не конкретизирует, какие показатели нужно использовать в ГосПБП и в СУБП, какие методы расчета применять и как назначать целевые уровни.

Все конкретные рекомендации как для государства, так и для поставщиков обслуживания по вопросам показателей БП переместились в РУБП ИКАО [1]. Указано, что при разработке системы показателей и назначении целевых уровней государство должно использовать данные, собранные с помощью государственной системы Сбора и обработки данных по БП (*Safety data collection and processing system – SDCPS*). При этом, кроме целевого значения показателей, должны быть установлены и пороговые уровни – предельно допустимые значения показателя. Таким образом, предполагается определение некоторого допустимого интервала значений показателей БП.

РУБП-2013 рекомендует в качестве показателей БП в ГосПБП на начальном этапе использовать относительное число авиационных происшествий и инцидентов. Предлагается установить два вида показателей: показатели серьезных последствий (*High Consequence Indicators*) и показатели менее серьезных последствий (*Lower Consequence Indicators*). Эти понятия пришли на смену понятиям «Измерение уровня безопасности» (*Safety measurement*) и «Измерение характеристик безопасности» (*Safety performance measurement*), которые использовались в РУБП ИКАО, 2-е изд. 2009 г.

Для расчета показателя серьезных последствий в [1] рекомендуется использовать относительное число суммы авиационных происшествий (АП) и серьезных инцидентов на 1000 ч налета в месяц/квартал. Поскольку более удобным для практических расчетов для ГосПБП РФ представляется коэффициент «количество событий на 100000 ч», формула расчета имеет вид

¹ Для краткости используем термин «показатель безопасности полетов», а не «показатель эффективности обеспечения безопасности полетов», как принято в русском тексте [1], тем более что этот официальный перевод английского “safety performance indicator” представляется некорректным [2], да и в самом русском тексте [1] термин «показатель безопасности полетов» встречается (например, п. 4.3.5).

$$K_{Гос-i} = \frac{\sum (N_{АП} + N_{СИ})}{n_i} \times 100000, \quad (1)$$

где $N_{АП}$, $N_{СИ}$ – количество АП и серьезных инцидентов в государстве за определенный период соответственно; n_i – общий налет всех эксплуатантов государства за данный i -й период, ч.

В качестве целевого $K_{Гос}^T$ уровня показателя для текущего года предлагается использовать среднее ежемесячное значение показателя за прошлый год, уменьшенное, например, на 5%, т.е.:
- среднемесячное значение прошлого года

$$K_{Гос-ПГ} = \frac{\sum_{i=1}^{12} K_{Гос-i}}{12} \times 100000;$$

- целевой уровень на будущий год

$$K_{Гос} = K_{Гос-ПГ} \times 0,95. \quad (2)$$

Для расчета пороговых уровней в текущем году $K_{Гос}^A$ в [1] предлагается использовать стандартные (среднеквадратические) отклонения показателей SD по результатам обработки ежемесячных показателей за прошлый год

$$SD = \frac{\sum_{i=1}^{12} (K_{Гос-i} - K_{Гос-ПГ})^2}{11}.$$

Предлагается назначать три уровня тревоги в текущем году

$$K_{Гос}^{A1} = K_{Гос}^T + SD, K_{Гос}^{A2} = K_{Гос}^T + 2SD, K_{Гос}^{A3} = K_{Гос}^T + 3SD. \quad (3)$$

Показатель менее значимых последствий в ГосПБП - это среднее количество замечаний по различным аудитам (государственным, SAFA) на один аудит. Рекомендаций по расчету целевых и пороговых уровней для этих показателей в документе нет.

Набор показателей серьезных и менее значимых последствий должен формироваться государственным органом с учетом особенностей авиационной системы государства. По мере развития ГосПБП могут использоваться показатели для событий с меньшими последствиями, менее серьезные отклонения и будут использоваться показатели и инструменты, используемые в технических системах, системах качества и надежности.

Показатели должны использоваться для сравнения по годам, периодически необходимо проводить ревизию системы показателей.

Пример расчета уровней государственного показателя уровня БП на 2012 г. по данным 2011 г. и мониторинга показателя в 2012 г.

Постановка задачи:

1) используя рекомендации ИКАО и данные по налету часов и событиям в 2011 г., рассчитать целевой государственный уровень БП и пороговые уровни для показателя серьезных последствий на 2012 г.;

2) по фактическим данным в 2012 г. рассчитывать ежемесячно значения этого показателя и строить график мониторинга.

В качестве исходных данных будем использовать официальные анализы БП Росавиации в 2011 г. и 2012 г. (далее – «Анализ 11» и «Анализ 12»).

Налет часов n в коммерческой авиации РФ за 2011 г. рассчитаем на основе Анализа 11 по известному числу АП (18) и относительному показателю количества АП на 100000 ч налета (0,69) как

$$n = \frac{18}{0,69} \cdot 100000 = 2608696.$$

Ввиду недоступности данных о налете по месяцам года примем условное распределение этого налета с учетом сезонных колебаний $\pm 10\%$ от среднего ежемесячного налета, который составляет $2608696/12=217391$ ч.

Распределение событий (АП и серьезных инцидентов - СИ) строим на основании Приложения к Анализу 11. Показатель выражаем в количестве событий на 100 000 ч (табл. 1).

Таблица 1

Расчет государственного ежемесячного показателя БП за 2011 г.

Месяц	п, ч	АП	СИ	N	$K_{Гос-и}$
Январь	195652	1	0	1	0,51
Февраль	195652	0	0	0	0,00
Март	195652	1	3	4	2,04
Апрель	217391	0	3	3	1,38
Май	217391	1	3	4	1,84
Июнь	217391	2	4	6	2,76
Июль	239130	7	2	9	3,76
Август	239130	3	1	4	1,67
Сентябрь	239130	2	0	2	0,84
Октябрь	217391	0	2	2	0,92
Ноябрь	217391	0	2	2	0,92
Декабрь	217391	1	1	2	0,92
Итого	2608692			39	

По результатам расчета имеем среднее за 2011 г. значение $K_{Гос-ПГ}=1,46$ и стандартное отклонение $SD=1,04$.

Соответственно по формуле (2) при требовании 5% повышения уровня БП в следующем году, получаем целевой уровень БП текущего года

$$K_{Гос1}^T = 0,95K_{Гос-ПГ} = 0,95 \cdot 1,46 = 1,39,$$

и по формулам (3) рассчитываем пороговые уровни:

$$K_{Гос}^{A1} = 1,39 + 1,04 = 2,43; K_{Гос}^{A2} = 1,39 + 2,08 = 3,46; K_{Гос}^{A3} = 1,39 + 3,12 = 4,5.$$

По полученным данным строится экран мониторинга показателя БП (рис. 1) на следующий, 2012 г., на который наносится целевой уровень и пороговые уровни по принципу «светофора» (пунктирной линией нанесены данные за 2011 г.).

Результаты расчета фактических данных за 2012 г. на основании Анализа 12 приведены в табл. 2.

Таблица 2

Расчет государственных ежемесячных коэффициентов БП за 2012 г.

Месяц	n	АП	СИ	N	КБП
Январь	205882	0	3	3	1,46
Февраль	205882	0	2	2	0,97
Март	205882	0	1	1	0,49
Апрель	228758	1	1	2	0,87
Май	228758	0	1	1	0,44
Июнь	228758	3	4	7	3,06
Июль	251634	4	2	6	2,38
Август	251634	1	2	3	1,19
Сентябрь	251634	1	1	2	0,79
Октябрь	228758	1	4	5	2,19
Ноябрь	228758	2	0	3	1,31
Декабрь	228758	1	3	4	1,75
Итого	2745096				

Как видим, в 2012 г. дважды был превышен первый пороговый уровень и один раз (в июле) – второй уровень.

2. Разработка показателя безопасности полетов в авиакомпании

В соответствии с рекомендациями ИКАО поставщики обслуживания должны в рамках СУБП разработать показатели БП, их целевые и пороговые уровни, которые должны быть выбраны и разработаны в ходе консультаций с регламентирующими органами поставщика обслуживания, чтобы облегчить обобщение и гармонизацию показателей для того же сектора отрасли.

Очевидно, что показатели и уровни БП авиакомпании должны в определенной степени соответствовать принятым показателям и уровням, принятым в государстве.

Государство устанавливает процедуру согласования и утверждения набора показателей БП поставщика услуг с учетом размеров и уровня сложности организации.

При этом утверждение приемлемых уровней безопасности поставщиков обслуживания в государственной программе относится к управлению риском на уровне государства, а мониторинг характеристик и показателей в СУБП каждого поставщика обслуживания является частью обеспечения БП (но правильнее сказать – «подтверждения уровня БП» – *safety assurance* [2]).

Необходимо признать, что в настоящее время в РФ:

- отсутствуют государственные показатели БП, и соответственно их целевые уровни и пороговые уровни;
- по-разному оценивают роль и место показателей уровня БП, в том числе статистических, в СУБП поставщиков обслуживания;
- нет общепринятой методики по расчету показателя для оперативной оценки текущего уровня БП в авиакомпании.

Показатель уровня БП должен быть понятным и легко рассчитываемым. Он должен быть и легко проверяемым, а для этого единое (общее) правило должно основываться на данных о состоянии БП, которые обязаны сообщать государственным надзорным органам все АК. В настоящее время перечень этих сообщений включает, кроме АП, также и другие авиационные события – инциденты и производственные происшествия. При всех известных недостатках ПРАПИ-98 эти данные являются в определенной степени объективной характеристикой уровня БП в АК.

Обычно производственные происшествия выделяют в отдельную статистику, эти АС имеют свою специфику и расследуются иначе. При расчетах показателя уровня БП предлагается учитывать только инциденты. Из опыта известно также, что для АК более удобно относить количество событий к 1000 ч налета.

Поэтому в качестве объективного (официального) показателя уровня БП в АК предлагается использовать показатель K_{AK} , основанный на статистике инцидентов в АК

$$K_{AK} = \frac{\sum N_{AK}^{IH}}{m} \times 1000, \quad (4)$$

где N_{AK}^{IH} – количество инцидентов в АК за определенный период.

Предлагается установить приемлемые уровни БП в авиакомпании, используя государственные уровни, описанные выше. Для этого нужно установить соответствие между допустимыми уровнями государственного показателя $K_{Гос}$ и показателем K_{AK} посредством ввода «коэффициента соответствия», как предлагается в монографии [3]

$$\eta = \frac{N_{Гос}^{IH}}{N_{Гос}^{(АП+СИ)}}, \quad (5)$$

где $N_{Гос}^{IH}$ – количество инцидентов в государстве; $N_{Гос}^{(АП+СИ)}$ – суммарное количество АП и СИ в ГА государства за определенный период времени.

Подход к расчету величины η требует отдельного рассмотрения.

Часто при оценке величины η используют так называемое «Правило 1:600», приведенное в РУБП ИКАО, 1-е изд. 2006 г. иногда даже говорят об универсальном характере этого правила. На самом деле приведенная там пирамида относилась по английскому тексту этого документа к “*industrial safety*”, т.е. к вопросам охраны труда, причем по статистике далекого 1969 г., а «состояние безопасности в авиационной отрасли» появилось при переводе. Во втором и третьем изданиях РУБП ИКАО этого рисунка нет.

Также по тексту РУБП, как и других технических руководств ИКАО, термины “*incident*” и “*accident*” не всегда соответствуют терминам «инцидент» и «авиационное происшествие» в смысле ПРАПИ-98 и Приложения 13 ИКАО.

Учитывая разные оценки η и имеющиеся расхождения в понимании видов событий, представляется более правильным использовать статистику авиации РФ (табл. 3 и 4).

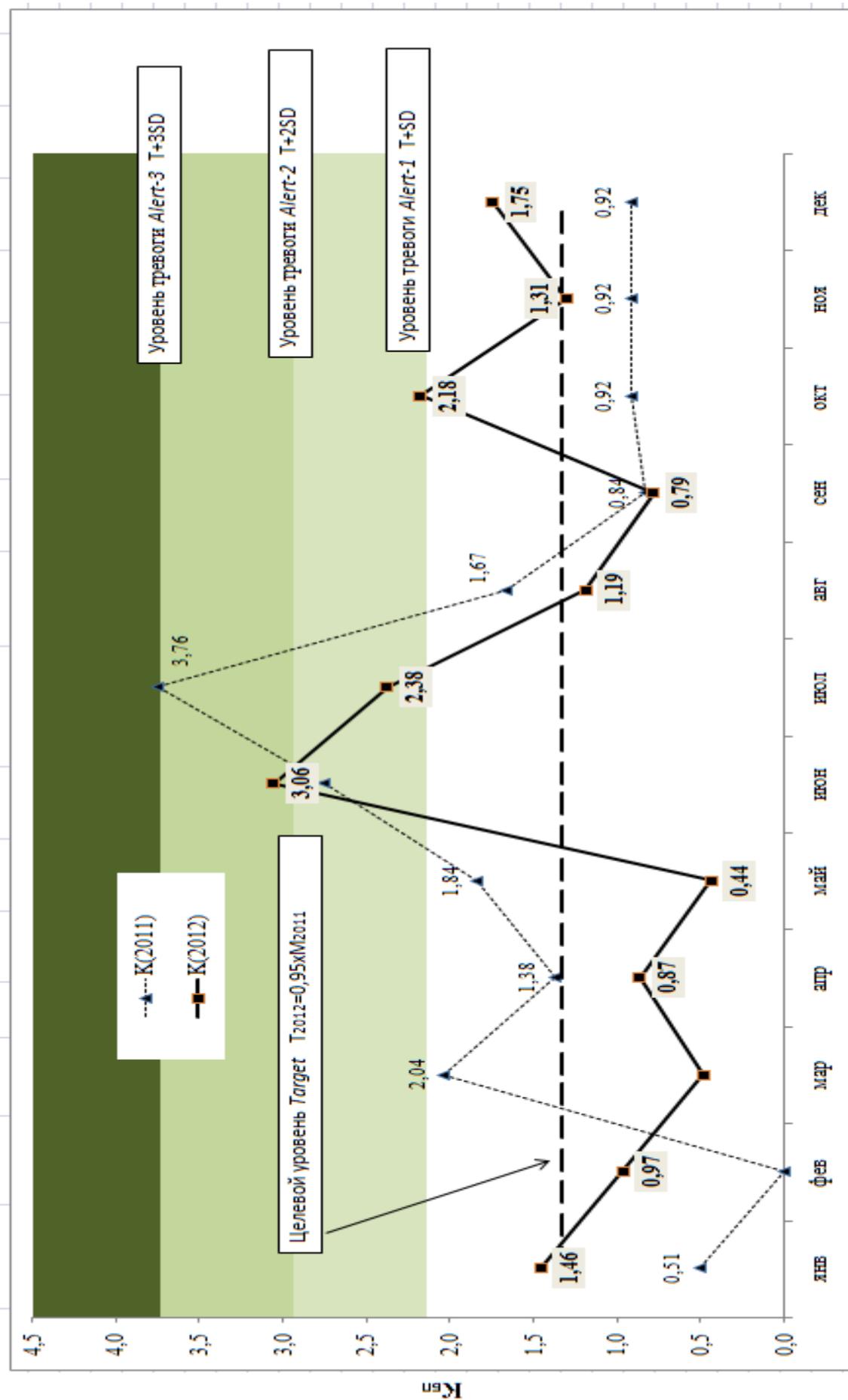


Рис.1. Экран ежемесячного мониторинга государственного показателя уровня БП коммерческой авиации РФ в 2012 г. – (показатель - суммарное количество АП и серьезных инцидентов на 100 000 ч полета)

Таблица 3

Статистика АП и инцидентов в коммерческой ГА РФ

	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011	2012	Всего
АП	17	12	6	11	13	9	12	18	14	112
Катастрофа	6	7	5	2	8	6	5	10	7	56
Авария	11	5	1	9	5	3	7	8	7	56
Все инциденты	811	757	743	733	719	706	753	810	884	6916
СИ	39	25	33	19	16	16	33	23	25	229
Инциденты	772	732	710	714	703	690	720	787	859	6687
АП+СИ	56	37	39	30	29	25	45	41	39	341

Таблица 4

Фактические соотношения авиационных событий в коммерческой ГА РФ

	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011	2012	9 лет
Катастрофы	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Аварии	2	1	0,2	5	1	1	1	1	1	1
СИ	7	4	7	10	2	3	7	2	4	4
Инциденты	129	105	142	357	88	115	144	79	123	119

Результаты расчета коэффициентов соответствия η для коммерческой авиации РФ по данным Росавиации за 9 лет сведены в табл. 5.

Таблица 5

Расчетные значения коэффициентов соответствия

Год	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011	2012	9 лет
Коэффициент η	47,7	63,1	123,8	66,6	55,3	78,4	62,8	45,0	63,1	61,8

Пороговые уровни для авиакомпании рассчитываются как

$$K_{AK}^A = \frac{K_{Гос}^A}{100} \eta. \quad (6)$$

С использованием результатов п. 1 при коэффициенте соответствия за 2011 г. $\eta=45$ расчет по формуле (6) дает следующие пороговые уровни для авиакомпании:

- пороговый уровень 1 – «желтый» – 1,09;
- пороговый уровень 2 – «красный» – 1,56.

Показатели менее значимых событий и их пороговые уровни авиакомпания разрабатывает самостоятельно для «внутреннего потребления» по тем же рекомендациям ИКАО аналогично приведенному в п. 1 методу расчета государственного показателя и уровней – на основе фактических результатов работы авиакомпании с учетом планируемого повышения уровня БП.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Doc 9859-AN/460.** Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП). - 3-е изд. - Монреаль: ИКАО, 2013.
2. **Шаров В.Д.** О некоторых проблемах понимания терминов, относящихся к управлению безопасностью полетов. Проблемы БП.
3. **Зубков Б.В., Шаров В.Д.** Теория и практика определения рисков в авиапредприятиях при разработке системы управления безопасностью полетов. - М.: МГТУ ГА, 2010.

DEVELOPING SAFETY INDICATORS ON THE BASIS OF THE ICAO RECOMMENDATIONS**Sharov V.D.**

The article offers direct use of the recommendations of SMM ICAO Doc.9859, 3rd ed. 2013, for calculation the target and alert levels of safety indicators. Examples of calculation based on data of 2011 and monitoring of the current indicators during 2012 are presented.

Safety indicators for airlines in terms of “numbers of incidents per 1000 flight hours” could be calculated on the basis of the state values through the «coefficient of conformity».

Key words: safety indicator, target level of safety, alert level.

Сведения об авторе

Шаров Валерий Дмитриевич, 1955 г.р., окончил Академию ГА (1977), кандидат технических наук, начальник инспекции по безопасности полетов ЗАО «Авиакомпания «Меридиан», автор более 80 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, аэронавигация.

УДК 629.067

АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОЦЕНКИ ПОДГОТОВЛЕННОСТИ ПИЛОТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ К ВЫПОЛНЕНИЮ ПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ ФУНКЦИЙ

П.М. ПОЛЯКОВ, М.В. КАРМЫЗОВ, С.В. МОНАХОВА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Зубковым Б.В.

В статье затронута проблема оценки подготовленности пилотов гражданской авиации в условиях авиакомпании с целью обеспечения безопасности полетов. В связи с этим предлагается проект комплексной методики оценки профессиональной подготовленности пилотов, условно разделённой на этапы ввода в строй, активной летной деятельности и совершенствования профессиональных навыков на случай возникновения особых ситуаций в полете.

Ключевые слова: подготовка пилотов, алгоритмическое обеспечение, безопасность полетов.

Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации свидетельствует, что по-прежнему преобладающим фактором в причинности авиационных происшествий является человеческий. Наибольшую угрозу безопасности полета в процессе летной эксплуатации ВС создают события, обусловленные ошибочными действиями при пилотировании и навигации [1]. В целом все негативные проявления человеческого фактора, создающие реальную угрозу безопасности полетов можно условно объединить в понятие «неподготовленность к выполнению профессиональных функций». В связи с этим предлагается проект комплексной методики оценки профессиональной подготовленности пилотов, условно разделенный на три этапа.

1. Ввод в строй (при отсутствии устойчивых оценок техники пилотирования).

Ввод в строй летного состава после летного училища или переучивания весьма сложный и дорогостоящий процесс. В свою очередь, переход на активную эксплуатацию в РФ самолетов нового поколения, таких как А-320, А-330, В-767, В-777, SSJ-100 и т.п., требует от летного состава определенных специфических навыков, которые невозможно приобрести в летных учебных заведениях, ориентированных на использование отечественной техники советского периода. Активное использование тренажерных компьютерных программ позволяет получить первоначальные навыки управления ВС. Тем не менее при грамотно проведенной программе ввода в строй данные недостатки можно устранить.

Формирование такой программы должно содержать не только необходимые базовые элементы, но и ориентироваться на проработку «слабых мест» пилота-стажера.

В качестве такой методики в рамках предлагается рассмотреть раздел теории, известной в литературе как выбросы случайных процессов [8] или задачи типа пересечений уровня.

Если поставить задачу вероятностного описания всех возможных будущих состояний системы, то такая задача будет крайне сложной и, быть может, невыполнимой. К счастью, для целей исследования часто бывает достаточно получить ответы на более простые вопросы. Например, такой: «С какой вероятностью к заданному моменту времени процесс управления ВС не выйдет из некоторых, заранее оговоренных эксплуатационных ограничений?». Задачи такого типа называются задачами о выбросах проблемы предсказания выхода случайного процесса на границу области, а именно – к проблеме обеспечения безопасности посадки летательных аппаратов, в частности самолетов. При этом речь идет не о простых примерах и модельных задачах, цель которых – лишь проиллюстрировать теорию, а о реальных конкретных проблемах, поставленных практикой. Покажем, как результаты решения задач о выбросах случайных процессов могут быть использованы для расчета вероятности успешной посадки, под которой понимается приземление на заданный участок посадочной поверхности с соблюдением в

момент начального касания поверхности требуемых ограничений на вертикальную скорость, углы тангажа, крена и другие важные характеристики полета. Указанные ограничения устанавливаются руководством по летной эксплуатации, а их нарушение ведет к авиационным событиям.

Рассмотрим реализацию (выборочную функцию) $x(t)$ одномерного случайного процесса $X(t)$ непрерывного аргумента t , заданного на каком-либо конечном промежутке, например $[0, T]$. Такая выборочная функция $x(t)$ изображена на рис. 1. Будем предполагать ее непрерывной. Зафиксируем некоторое число x_0 . Взаимное расположение различных участков реализации $x(t)$ и уровня x_0 можно описать с помощью следующих параметров:

t^* – момент первого достижения уровня x_0 реализацией $x(t)$;

N^+ – число пересечений уровня x_0 реализацией $x(t)$ снизу вверх (на рис. 1 $N^+ = 3$);

N^- – число пересечений уровня x_0 реализацией $x(t)$ сверху вниз (на рис. 1 $N^- = 2$);

τ^+ – интервал между двумя последовательными пересечениями уровня x_0 снизу вверх и сверху вниз, т.е. в любой промежуточный момент t из этого интервала выполнено условие $x(t) > x_0$;

τ^- – интервал между двумя последовательными пересечениями уровня x_0 сверху вниз и снизу вверх, т.е. в любой промежуточный момент t из этого интервала выполнено условие $x(t) < x_0$;

n – число локальных максимумов реализации $x(t)$, превышающих уровень x_0 ;

h – высота локального максимума, превышающего уровень x_0 ;

h_{\max} – высота наибольшего из локальных максимумов;

t_{\max} – момент достижения максимума h_{\max} : $x(t_{\max}) = h_{\max}$.

Этот перечень в случае необходимости можно и расширить, вводя подобные параметры, связанные, например, с локальными минимумами реализации $x(t)$. Параметры h , τ^+ , τ^- в пределах одной реализации могут принимать несколько значений (в зависимости от выбранного уровня x_0 , рассматриваемой длины T и других свойств реализации $x(t)$) и вместе с параметрами t^* , N^+ , N^- , t_{\max} , h_{\max} изменяются случайным образом от одной реализации к другой, т.е. представляют собой случайные величины. Статистические характеристики этих случайных величин и вероятности связанных с ними событий и являются предметом изучения рассматриваемого раздела теории случайных процессов [8].

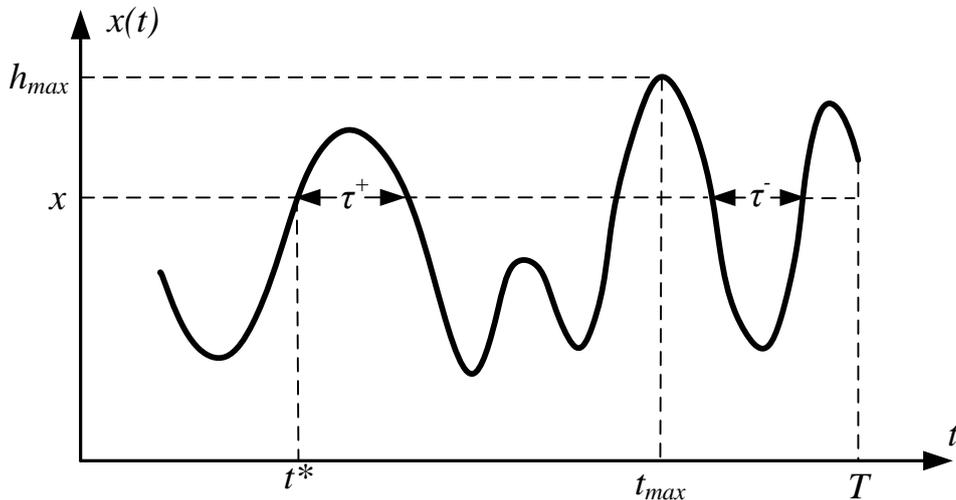


Рис. 1. Выборочная функция рассматриваемого процесса

В качестве примера использования данной теории, применительно к авиации, возникает необходимость в исследовании вероятностных свойств момента t^* . Такая задача в авиации является актуальной при оценке точности приземления самолета. В ней требуется оценить вероятность того, что приземление, т.е. начальное касание самолетом посадочной поверхности произойдет на заданном участке ($l_1 > l_2$), где l — расстояние, отсчитываемое от передней кромки посадочной полосы. Если через $H(l)$ обозначить случайный процесс изменения высоты полета

при посадке, то задача сводится к оценке вероятности того, что момент 1^* первого достижения уровня $h = 0$ процессом $N(1)$ будет принадлежать промежутку $(I_1 > I_2)$.

По понятным причинам эта задача имеет большое практическое значение: от точности приземления зависят безопасность людей, находящихся на борту, и срок эксплуатации летательного аппарата.

2. Активная летная деятельность (при накоплении массива данных).

Для обеспечения достаточно высокой степени объективности оценки подготовленности пилотов к выполнению своих профессиональных функций актуально применение различных методов факторного анализа полетной информации. Полетная информация является важнейшим источником объективных данных о действиях экипажа, режимах полета, пространственном положении ВС и состоянии контролируемых систем. Использование полетной информации в предприятиях ГА РФ в соответствии с документом [5] вносит значительный вклад в повышение безопасности полетов. Однако можно утверждать, что информативность больших массивов полетной информации востребована далеко не полностью. Одним из методов "компьютерной статистики" [2], позволяющих повысить качество обработки данных в целях повышения объективности оценки подготовленности пилотов, может быть компонентный анализ или метод "главных компонент", являющийся частным вариантом факторного анализа.

Рассматривая параметрическую полетную информацию, совокупность отклонений от рекомендуемых (номинальных) значений параметров полета (пилотирования), можно представить как исходный многомерный вектор, который в определенном смысле характеризует качество выполнения полетов. Применение компонентного анализа существенно уменьшает размерность данного вектора, выделяет скрытые (латентные) факторы, определяющие значительную часть отклонений. Это позволяет оптимизировать процесс разработки корректирующих действий, направленных на устранение причин отклонений.

Задача формулируется следующим образом: используя материалы объективного контроля m полетов, заменить набор t -отклонений параметров полета (исходных признаков Z) меньшим числом $k < t$ стандартизованных ортогональных факторов или компонент, представляющих собой наиболее существенные латентные факторы отклонений.

Модель компонентного анализа в матричном виде представляется как

$$Z = WF,$$

где $Z = (Z_1, Z_2, \dots, Z_m)$ – случайный стандартизованный вектор исходных признаков; $F = (F_1, F_2, \dots, F_m)$ – вектор факторов; W – матрица факторных нагрузок.

Матрица W вычисляется на основе собственных чисел и собственных векторов корреляционной матрицы R исходных признаков из соотношения

$$R = WW_T.$$

При этом достигается ортогональность столбцов матрицы W , что при решении системы уравнений $Z = WF$ относительно F в свою очередь обеспечивает ортогональность найденных компонент.

При анализе данных, относящихся к конкретному экипажу за определенный период, достоинством метода является то, что он позволяет установить, какие отклонения главным образом снижают общее качество полетов этого экипажа и принять соответствующие меры.

Разумеется, для практического использования факторного анализа необходимо определиться по номенклатуре учитываемых в исходных данных отклонений, возможно установление определенных весовых коэффициентов таким образом, чтобы выявленные латентные факторы объективно отражали снижение качества с точки зрения безопасности полетов.

Необходимо отметить, что предлагаемый метод не заменяет, а дополняет анализ полетной информации, проводимый в соответствии с [2] в летной службе. При надлежащей организации автоматизированной обработки и продуманной системе учета отклонений метод предоставит в распоряжение эксперта-аналитика дополнительные, научно-обоснованные данные о качестве

всех полетов каждого командира воздушного судна (КВС) за длительный период в компактном виде, а также позволит прогнозировать тенденции. Это поможет реализовать на практике проактивный подход к предотвращению авиационных происшествий, базирующийся в значительной степени на анализе массивов различных данных нормальной эксплуатации [9].

3. Совершенствование профессиональных навыков на случай возникновения особых ситуаций в полете.

Непосредственная оценка профессионально важных качеств летного состава в процессе его летной деятельности при отработке им возникновения особых ситуаций является достаточно сложной задачей. Возникновение подобных событий в процессе летной деятельности летных экипажей невелико, а моделирование их на тренажере до определенной степени условно, поскольку даже самый неблагоприятный исход не влияет на жизнь и здоровье. Тем не менее отработка данных процедур на тренажере является наиболее эффективным и приемлемым способом для повышения профессионально важных качеств пилотов.

Современные компьютерные системы, используемые в устройстве тренажеров, позволяют фиксировать значительное количество параметрической информации, которую впоследствии можно использовать для объективной оценки подготовленности и профессионализма пилотов.

Предлагаемый подход основан на теории развития интеллекта человека и интеллектуального потенциала, разработки концепции системного повышения потенциальных возможностей человека в авиации, его интеллекта как одного из решающих звеньев совершенствования. Работой по данному направлению деятельности занимался профессор А.Т. Коваленко.

Теоретической основой оценки интеллекта человека и интеллектуального потенциала является энергетический критерий саморазвития системы "экипаж–самолет–среда". Он основан на разности скоростей накопления и расхода энергии в условиях, выбираемых системой из множества допустимых сочетаний объективных законов и ограничений, накладываемых на оптимизируемую систему "экипаж–самолет–среда" [3]. В относительной форме данный критерий может быть представлен в следующей математической форме

$$K = \frac{K_i}{K_{эм}},$$

где $K_{эм}$ - реально достигнутое наибольшее значение критерия K , принимаемое за эталон, т.е. величина K характеризует относительные возможности оцениваемой системы по достижению наилучших результатов в смысле выживаемости.

Энергетический критерий является обобщенным выражением известного парного критерия: "эффективность – затраты", т.е. между ними устанавливается фундаментальная связь.

На практике могут применяться и другие варианты критериев, т.е. человек и тем более коллектив выполняют некоторые прямые функциональные обязанности, качество выполнения которых подлежит развернутой оценке. В связи с этим для практического использования рекомендуется обобщенная мера успешного функционирования интеллекта, интеллектуального потенциала в виде M -мерного вектора возможностей выполнять каждый из $j = 1, 2, \dots, m$ – видов деятельности и жизнеобеспечения, достигая в них наилучших результатов по предлагаемому критерию [6].

В соответствии с предложенным делением, на каждом этапе предлагается использование различных методик оценки подготовленности пилотов к выполнению ими полетов. При этом предполагается автоматизированная обработка получаемых оценок для повышения их объективности.

Необходимо отметить, что предлагаемые алгоритмы оценки подготовленности пилотов к выполнению профессиональных функций позволит повысить объективность оценки, скорректировать индивидуальные программы летной подготовки, повысить качество организации летной работы, особенно в части формирования экипажей ВС, и в конечном итоге повысить безопасность полетов в целом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации в 2011 году. - М.: Управление государственного надзора за безопасностью полетов. Ространснадзор, 2012.
2. **Боровиков В.** STATISTICA. Искусство анализа данных на компьютере. Для профессионалов. - 2-е изд. (+ CD). - СПб.: Питер, 2003.
3. **Попов Ю.В., Балашов С.В.** Квалиметрия профессионально-важных качеств человека в системе «Экипаж – Самолет – Среда» по принципу «золотого сечения».
4. **Пугачев В.С.** Теория вероятностей и математическая статистика. - М.: Наука, 1979.
5. Руководство по организации сбора, обработки и использования полетной информации в авиапредприятиях ГА РФ. - М.: Воздушный транспорт, 2001.
6. **Саати Т.** Принятие решений. - М.: Радио и связь, 1993.
7. **Сакач Р.В., Зубков Б.В., Давиденко М.Ф. и др.** Безопасность полетов. - М.: Транспорт, 1989.
8. **Семаков С.Л.** Выбросы случайных процессов. Приложения в авиации. - М.: Наука, 2005.
9. **Doc 9858AN/474.** Руководство по управлению безопасностью полетов. - Монреаль: ИКАО, 2013.

ALGORITHMIC SUPPORT OF ASSESSMENT OF THE PREPARED CIVIL AVIATION PILOTS FOR PERFORMING PROFESSIONAL FUNCTIONS**Polyakov P.M., Karmyzov M.V., Monakhova S.V.**

The article deals with the problem of providing an assessment of pilots training for work the airlines in order to ensure flight safety. In this regard, a draft comprehensive methodology for assessing professional training of pilots is offered. It is divided into three stages: 1) introduction into profession; 2) active flight activity and stage in improving professional of skills in case of incidents or accidents in flight.

Key words: pilot training, providing algorithmic, flight safety.

Сведения об авторах

Поляков Павел Михайлович, 1956 г.р., окончил МИИГА (1979), доцент кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор 15 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов оценка опасных факторов, связанных с обеспечением безопасности полетов.

Кармызов Максим Валерьевич, 1984 г.р., окончил МГТУ ГА (2007), кандидат технических наук, автор 10 научных работ, ведущий инженер департамента управления безопасностью полетов ОАО «Аэро-флот», область научных интересов – обеспечение безопасности полетов, внедрение системы управления безопасностью полетов.

Монахова Светлана Валерьевна, окончила МГТУ ГА (2000), кандидат технических наук, заведующая заочным отделением ЕАТК им. В.П. Чкалова – филиала МГТУ ГА, автор 8 научных работ, область научных интересов – подготовка специалистов в области гражданской авиации, производственная безопасность.

УДК 629.067

ПРОБЛЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ И СВЕРХНИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР СИБИРИ, СЕВЕРА И АРКТИКИ

В.П. ГОРБУНОВ

Статья представлена доктором технических наук Рухлинским В.М.

В данной статье рассматриваются проблемы, связанные с надежностью самолетов и их систем при эксплуатации в условиях Севера, Сибири и Арктики, а также влияние экстремально низких температур наружного воздуха на работу систем и агрегатов ВС российского и западного производства. Приведены рекомендации и критерии, которые необходимо учитывать при обеспечении долгосрочного базирования ВС в указанных выше регионах.

Ключевые слова: безопасность полетов, надежность, внешняя среда, температура наружного воздуха.

Стратегия развития Арктической зоны РФ до 2020 г., утвержденная Президентом РФ, подразумевает развитие единой Арктической транспортной системы России, ориентированной на круглогодичное функционирование, включающей в себя Северный морской путь и тяготеющие к нему меридиональные речные и железнодорожные коммуникации, а также аэропортовую сеть. Для развития эффективной системы авиационного обслуживания арктических районов запланированы реконструкция и модернизация сети аэропортов вдоль трассы Северного морского пути, первым шагом из которых является возвращение к эксплуатации аэродрома на острове Котельный архипелага Новосибирских островов.

Однако активное освоение Арктики и примыкающих к ней регионов Сибири потребует гораздо более широкого использования воздушных судов, приспособленных к условиям эксплуатации в условиях низких и экстремально низких температур, что при почти полном вытеснении самолетов советского и российского производства западной авиатехникой становится непростой задачей.

Российская Федерация (РФ) является самой большой страной в мире с общей территорией в 17 млн. км², где 60% приходится на регион с известным названием Сибирь.

Отличается Россия и по разнообразию климата, располагаясь в четырех климатических поясах – арктическом, субарктическом, умеренном и субтропическом.

Крайне низкие зимние температуры являются отличительной чертой климата страны. На большей части территории РФ среднегодовые температуры ниже нуля, среднегодовая температура по России составляет $-5,5^{\circ}\text{C}$, продолжительность безморозного периода варьируется от 6 до 3 месяцев в Европейской части РФ и от только 3 до 1 месяца в Сибири.

В свою очередь, необходимо четко разделять регионы Крайнего Севера и Сибири на климатические зоны по свойственным им характеристикам, температурному режиму, влажности воздуха, скорости ветра и в особенности их сочетанию между собой.

Каждый из вышеперечисленных параметров специфичен по степени воздействия на ВС, его двигатели, системы и оборудование, на характеристики работоспособности, готовности и в особенности на величину параметра потока отказов. Это естественное природное обстоятельство определяет набор требований к разработчикам и производителям авиационной техники, которые они должны принимать во внимание при разработке, где должны учитываться климатические условия потенциальных регионов эксплуатации.

Эксплуатация ВС в условиях Сибири и Крайнего Севера с присущими этому региону тяжелыми климатическими условиями характеризуется рядом специфических особенностей, отличающих их от эксплуатации в более умеренном климате.

Регионы Крайнего Севера и побережья Северных морей с точки зрения низких температур не являются экстремальными по сравнению, например, с тем, что наблюдаются в регионах Восточной Сибири и в особенности в Якутии. Доступ же к значительной части Арктики по воздуху все равно лежит через Восточную Сибирь, а в случае с аэродромом на Новосибирских островах и других – только через Якутию, где, как было сказано выше, даже средняя температура находится в районе -50°C и, как показывает история наблюдений, падает до -55°C и ниже практически каждую зиму.

Что же происходит с авиационной техникой в таком экстремальном климате? Останавливается ли эксплуатация самолетов и вертолетов в условиях Якутии в зимний период сверхнизких температур? И если нет, то как решаются вопросы поддержания летной годности и обеспечения исправности авиационной техники?

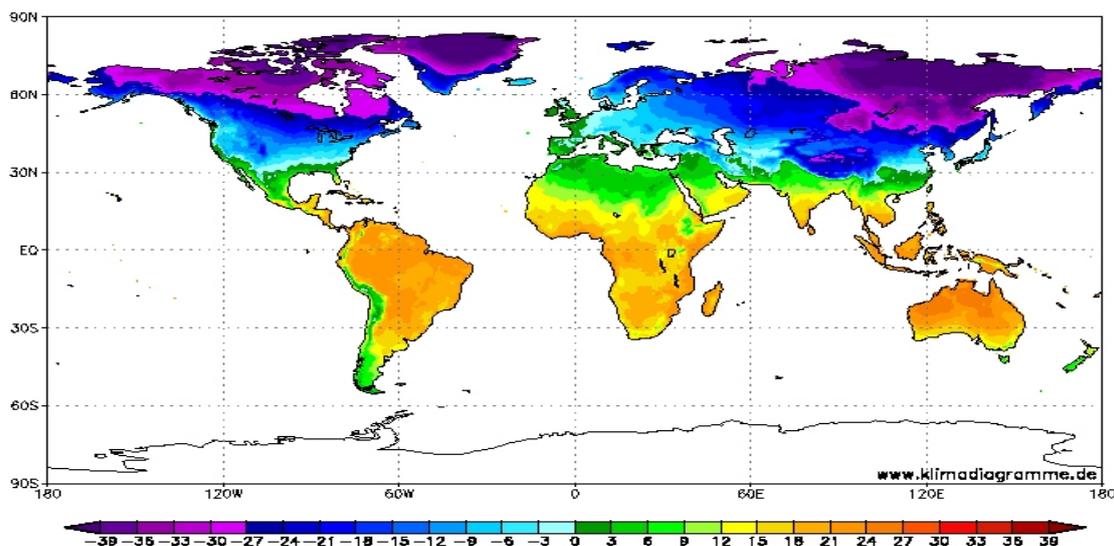


Рис. 1. Климатические условия потенциальных регионов эксплуатации

История вопроса эксплуатации воздушных судов, технического обслуживания, поддержания допустимого уровня работоспособности систем и агрегатов в условиях низких и сверхнизких температур уходит во времена активного освоения Крайнего Севера и Восточной Сибири первой и начала второй половины XX в.

Кардинальные изменения системы поддержания летной годности произошли с наступлением эры реактивной техники. С началом эксплуатации региональных самолетов Як-40, Ан-24, грузовых Ан-26, Ан-12 и Ил-76 и магистральных пассажирских Ту-134, Ил-86, Ил-62 и Ту-154 при постоянном базировании в аэропортах: Архангельск, Новосибирск, Красноярск, Иркутск, а также в экстремальных условиях эксплуатации аэропортов Якутска, Мирного и Нерюнгри, полетах в аэропорты Арктики – Нарьян-Мар, Амдерма, Диксон, Тикси, Черский, острова Северного Ледовитого океана (Новая Земля, Новосибирские острова, земля Франца Иосифа и т.д.) потребовалось существенное изменение технологии технического обслуживания ВС.

Особенностью же освоения базовых форм Ф1, Ф2, Ф3 и замены двигателей самолетов Ту-154, Як-40 в Нерюнгри и самолетов Ил-76 в Якутске было отсутствие ангаров.

При этом успешно решался весь комплекс проблем организации оперативного ТО, поддержания летной годности и без ангарного базового обслуживания самолетов первого и третьего класса при температурах до -55°C , которые являются минимально эксплуатационно-допустимыми для данных ВС.

Таким образом, в настоящий момент важнейшей задачей является решение комплекса вопросов, вытекающих из обеспечения постоянного базирования в регионах Крайнего Севера и

Сибири, поддержания летной годности, обеспечения бесперебойной эксплуатации современных самолетов как российского производства SSJ 100 и MC-21 с цифровым бортом, так и самолетов ведущих мировых производителей, таких как американский Boeing, канадский Bombardier, европейские Airbus и ATR.

Серьезные научные исследования влияния экстремальных условий Крайнего Севера, Сибири, Арктики проведены учеными Академии имени Жуковского и Московского института инженеров гражданской авиации, ныне МГТУ ГА для самолетов советского производства [1; 2].

История эксплуатации самолетов иностранного производства в РФ насчитывает уже более 21 года со времени поступления в Аэрофлот первой партии из 5 широкофюзеляжных А310-308 в июле 1992 г., выполненных в версии «Интерконтиненталь», которые Аэрофлот стал активно использовать для замены к тому времени морально устаревших Ил-62М.

В начальный период регионы эксплуатации были ограничены в основном маршрутами из Москвы в Юго-Восточную Азию и по оси Япония – Западная Европа, что обеспечивало данным ВС достаточно комфортные условия эксплуатации с точки зрения отсутствия воздействия экстремально низких температур, ограниченных зимними условиями Москвы. Однако даже несопоставимые с условиями Крайнего Севера и Восточной Сибири низкие температуры до -30°C в условиях аэропорта базирования Шереметьево выявили ряд недостатков в конструкции ВС А310. Выявленные слабые места, такие как, например, хроническое замерзание водяной системы, потребовали дальнейшего усовершенствования конструкции путем установки дополнительного обогрева систем распределения воды и слива. Проблемы с частыми невыпусками закрылок из-за замерзания смазки в гидромеханизмах управления механизации крыла потребовали разработку более адаптированного регламента обслуживания и внедрение менее гигроскопичных смазок механизации крыла и шасси.

Но первым опытом эксплуатации ВС иностранного производства в условиях экстремально низких температур с базированием в Якутии можно считать эксплуатацию А310-324 авиакомпании Авиалинии Алмазы Саха в 1994-1999 гг. и самолетов Боинг 757-200 в Иркутске [4].

Для обеспечения этого основным условием являлось и является расширение диапазона эксплуатационных температур для обеспечения их эксплуатационной пригодности в условиях низких и экстремально низких температур, которая находится в прямой зависимости от успешности проведения испытаний Cold Weather Trials and Testing. Данное обстоятельство является актуальным, и в настоящий момент его проблематика нуждается в более глубоком исследовании.

На начало 90-х гг. XX в., например, Airbus имел в распоряжении накопленные данные испытаний, проведенных в Канаде и на Аляске при минимально низкой температуре -36°C .

Это позволяло методом экстраполяции расширить диапазон эксплуатационных температур самолетов Airbus А310 до -40°C , что решило задачу по их относительно бесперебойной эксплуатации в условиях низких температур в Северной Европе, США и Канаде, но, в свою очередь, стало недостаточным для обеспечения их надежной эксплуатации в условиях экстремально низких температур в Сибири, и в особенности Якутии, как правило, при безангарной эксплуатации.

В то время как самолеты советского производства были сертифицированы и имели диапазоны эксплуатационных температур до -55°C (Ту-154), что обеспечивало их базировку и практически бесперебойную эксплуатацию, за исключением нескольких дней в году, когда температура, например, в аэропорту базирования Якутск опускалась намного ниже -55°C .

Поэтому для достижения аналогичных диапазонов эксплуатационных температур и обеспечения пригодности самолетов А310 и Боинг 757-200 для эксплуатации в условиях Сибири и Якутии производителями совместно с Межгосударственным авиационным комитетом (МАК) были разработаны программы сертификационных испытаний. Целью данных испытаний являлось получение дополнений к Сертификатам Типа, расширяющих диапазоны эксплуатационных температур до -54°C , что было успешно достигнуто по самолету А310 по результатам проведенных «Cold Soak Test» в феврале 1996 г. в Якутске.

В настоящее время авиакомпании, выполняя регулярные рейсы в регионы Восточной Сибири и Якутии, стараются избегать длительного нахождения и тем более постоянного базирования и ограничиваются в основном транзитом в самых экстремально холодных аэропортах, таких как Якутск, Нерюнгри или Мирный. И если для авиакомпаний, эксплуатирующих современные ВС, такие как А330 или В777 на дальномагистральных маршрутах из Москвы, нет необходимости их базирования в условиях сверхнизких температур, то для ближнемагистральных ВС, таких как Боинг 737NG и А320, сертифицированных Межгосударственным авиационным комитетом (МАК), до -40°C и -46°C соответственно, время нахождения которых сейчас составляет не более расчетного времени разворота согласно ТГО, вопросы обеспечения ночной стоянки или постоянного базирования, как это требуют задачи по обеспечению регулярного пассажирского и грузового сообщения с районами Арктики, являются сейчас наиважнейшими.

В настоящее время по мере увеличения интенсивности и расширения регионов полетов авиакомпании сталкиваются с некоторыми проблемами и в аэропортах Западной и Восточной Сибири при температурах уже ниже -40°C , и конечно же при ее снижении ниже -50°C , что для условий Восточной Сибири, и в особенности Якутии, – распространенное явление. Нередки случаи отмены рейсов, возвратов и ухода на запасные аэродромы по решению командира ВС из-за снижения температуры ниже предельно допустимого уровня.

Необходимо отметить, что за последние 20 лет после начала эксплуатации первых ВС иностранного производства произошла смена их поколений в парках авиакомпаний. На смену первым ВС иностранного производства – самолетам А310 и Боинг 767/757 и 737 Classic, конструкция которых была смешанной с точки зрения наличия как аналоговых, так и цифровых систем, компании активно наращивают свои парки полностью цифровыми ВС, такими как семейство А320, где реализована полностью, цифровая система управления, так называемая Fly-by-Wire. Такая же концепция реализована и на новейших российских SSJ100. Первые два самолета начали эксплуатацию в авиакомпании Якутия, выполняя регулярные полеты в условиях сверхнизких температур, где накопленный опыт еще предстоит изучить и разработать практические рекомендации.

Постоянная же эксплуатация в режиме без ангарного хранения или даже ночных стоянок при эксплуатации самолетов А320 и Б737 компаниями Якутия, S7, Ямал, Уральские Авиалинии и Казахстанской Эйр Астана до сих пор не решена по ряду причин. Наиболее уязвимыми являются гидравлическая система, водяная и топливная системы ВС, управление открытием грузовых дверей и другие. Так, даже после суточного нахождения самолета и воздействия на его конструкцию, двигатели и системы отрицательных температур в диапазоне от -40°C до -50°C и ниже наблюдается просадка амортизационных стоек шасси, потеря герметичности резиновых уплотнений, что в результате провоцирует течь в гидрожидкостях.

Специфичной для современных цифровых ВС является сохранение работоспособности систем индикации, выполненных на базе жидко-кристаллических индикаторов (LCD), которые в силу эволюции в развитии цифровых технологий заменили неприхотливые к низким температурам индикаторы на базе катодно-лучевых трубок (CRT), однако применяемые (LCD) индикаторы как правило перестают устойчиво воспроизводить информацию уже при температурах -30°C – -35°C , и производители авиатехники рекомендуют снимать их с ВС для хранения в тепле. Температурные ограничения также относятся и ко многим важнейшим компьютерам, сертифицированным только до минимальной температуры -40°C , таким как, например, компьютеры ЕСВ управления вспомогательной силовой установкой (ВСУ), которые также рекомендуется снимать с борта при хранении, когда температура наружного воздуха ниже -40°C . Согласно опыту работы компании Airbus, безопасное включение и последующий устойчивый режим функционирования цифрового оборудования ограничен температурой не ниже -15°C , а в диапазоне от -15°C до -40°C характеризуется как неустойчивый режим. Включение цифровых систем при температуре -40°C приводит к их немедленному и полному выходу из строя. Данное обстоятельство накладывает существенные ограничения на возможности прежде всего безангарного

базирования или длительных стоянок в условиях аэропортов регионов Восточной Сибири, Якутии, Крайнего Севера и Арктики.

Расширение регионов эксплуатации современных цифровых самолетов российского и западного производства будет напрямую зависеть от степени их приспособленности для базирования, где главным критерием должно быть совершенство конструкции агрегатов и систем, сохраняющих и имеющих способность восстанавливать свою работоспособность после длительного воздействия низких (-40°C) и сверхнизких (до -55°C) температур наружного воздуха. Для расширения диапазона допустимых эксплуатационных температур важнейшим является научное исследование и разработка специальной технологии, направленной на совершенствование системы технической эксплуатации, проведение необходимых доработок конструкции ВС, обеспечивающих безангарную эксплуатацию в условиях сверхнизких температур Якутии, Крайнего Севера и Арктики.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шпилев К.М., Круглов А.Б. Самолет и природно-климатические условия. - М.: Воениздат, 1972.
2. Рухлинский В.М. Повышение надежности и безопасности полетов самолетов на основе совершенствования процесса их технической эксплуатации в условиях Крайнего Севера: дисс. ... канд. техн. наук. - М.: МИИГА, 1988.
3. Рухлинский В.М., Горбунов В.П. Решение проблем эксплуатации ВС иностранного производства в условиях экстремально низких температур // Системы управления жизненным циклом изделий авиационной техники: актуальные проблемы, исследования, опыт внедрения и перспективы развития (1-2 ноября 2012 г.): тезисы докладов III междунар. науч.-практич. конф. - Ульяновск: УлГУ, 2012. - С. 40-42.
4. Горбунов В.П. и др. A310-324, Cold Weather Test Certification Report, Volume 1, 2, Toulouse, 1996.
5. Горбунов В.П. и др. A310-300 with PW4000 engines "Standards for operation in low ground temperatures", AI/EA-T 414.1285/96, Toulouse, 1996.
6. Горбунов В.П. и др. A319/A320/A321 with CFM engines "Standards for ground operation in very low temperatures" EAS S04020505, Toulouse, 2004.
7. Википедия – свободная энциклопедия www.wikipedia.org.

PROBLEMS RELATED TO THE OPERATION OF MODERN AIRCRAFT UNDER THE CONDITIONS OF LOW AND ULTRALOW TEMPERATURES IN SIBERIA, NORTH AND THE ARCTIC

Gorbunov V.P.

This article considers the problems related to the reliability of aircraft and aircraft systems under the operating conditions of the North, Siberia and the Arctic, as well as the influence of the extremely low outside air temperatures on the operation of the Russian- and Western-built aircraft systems and components. Recommendations are given, which should be taken into account for the long-term location of the aircraft in the regions mentioned above.

Key words: flight safety, reliability, environment, outside air temperature.

Сведения об авторе

Горбунов Владимир Павлович, 1963 г.р., окончил МИИГА (1990), директор авиакомпании «Добролет», автор 5 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, поддержание летной годности.

УДК 629.067

РИСК, СВЯЗАННЫЙ С ВЫПУСКОМ ВОЗДУШНОГО СУДНА В СООТВЕТСТВИИ С ПЕРЕЧНЕМ МИНИМАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ (MEL)

Р.В. ЕНИКЕЕВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Зубковым Б.В.

Статья посвящена осмыслению необходимости оценки риска, связанного с выпуском ВС в соответствии с перечнем минимального оборудования (MEL). Проведен расчет вероятности безотказной работы топливной системы ВС Airbus A320 Family при наличии дефекта в одном из ее элементов, устранение которого отложено в соответствии с MEL. Представлены результаты оценки риска, связанного с выпуском ВС в соответствии с MEL.

Ключевые слова: MEL, MMEL.

Введение

Рыночные отношения в современном мире накладывают свой отпечаток на все сферы деятельности человека, в том числе и на гражданскую авиацию. В этой связи остро встает вопрос распределения ресурсов для обеспечения приемлемого уровня безопасности при минимальных для этого затратах, т.е. описанная в [19] так называемая управленческая дилемма «THE MANAGEMENT DILEMMA».

Международная организация гражданской авиации (ИКАО), устанавливающая нормы гражданской авиации с целью обеспечения ее безопасного и упорядоченного развития во всем мире.

ИКАО, с одной стороны, пропагандирует концепцию безопасности, в которой допустимо наличие факторов опасности и эксплуатационных ошибок в случае их контроля в разумных пределах, с другой стороны, устанавливает требования, риск выполнения которых не оценивается.

Учитывая вышесказанное, изложенный ниже материал представляет собой попытку оценки риска, связанного с использованием MEL в гражданской авиации.

1. Оценка риска использования MEL

Серьезность последствий выпуска ВС с неисправным элементом системы в соответствии с MEL можно осознать на примере отказа вспомогательной силовой установки (ВСУ). Актуальность выбора обуславливается тем, что многие авиакомпании эксплуатируют ВС с деактивированным ВСУ, что допускается в соответствии с MEL. Тем не менее самопроизвольно выключенный двигатель на эшелоне возможно запустить только с помощью другого двигателя. В случае отказа двух имеющихся (большинство современных авиакомпаний эксплуатируют именно такие ВС) – вся надежда только на ВСУ. Подобные авиационные события уже случались.

Так, 16 января 2002 г. самолет Boeing 737 авиакомпании Garuda Indonesia Airways вошел в зону сильной турбулентности, осадков и града экстремальной интенсивности. Произошел останов обоих двигателей. Три последовательных попытки запустить двигатели и одна попытка запустить ВСУ были безуспешными. Экипаж посадил самолет на воду с выпущенными шасси и закрылками на участке глубиной около 1 метра. В результате погиб один человек.

В наше время отказ двигателей может быть связан с качеством используемого топлива. Например, во время рейса лайнера A320 из Москвы в Лондон случилось самопроизвольное выключение двигателя, причиной стало отключение гидромеханического модуля системы FADEC. Двигатель исследовали, и специалисты пришли к выводу, что проблемы могли возникнуть из-за микробиологической коррозии. Причем проблемы были с двигателем CFM-56, которым оснащено большинство лайнеров A320.

Как мы видим, случаи отказа двигателя в полете нередки и могут происходить на ВС, считающимися исправными. Что уж говорить о ВС, выпускаемых с одним или несколькими неработоспособными элементами систем ВС, что допускается в соответствии с MEL.

В подтверждение вышесказанного проведем расчет вероятности безотказной работы топливной системы ВС Airbus A320 Family при наличии дефекта в одном из ее элементов, устранение которого отложено в соответствии с MEL.

Итак, в качестве элемента топливной системы выберем топливный насос центрального бака. Как видно из [20] Airbus A320 Family имеет пять топливных баков: два внешних крыльевых, два внутренних крыльевых и один центральный. Топливная система включает в себя шесть топливных насосов, по два на правом и левом внутренних крыльевых баках и два в центральном баке. Данные насосы предназначены для снабжения двигателей топливом.

Для подсчета воспользуемся методом структурных схем, описанным в [1]. Итак, имеется n групп, каждая из которых состоит из m параллельных соединений событий (рис. 1).

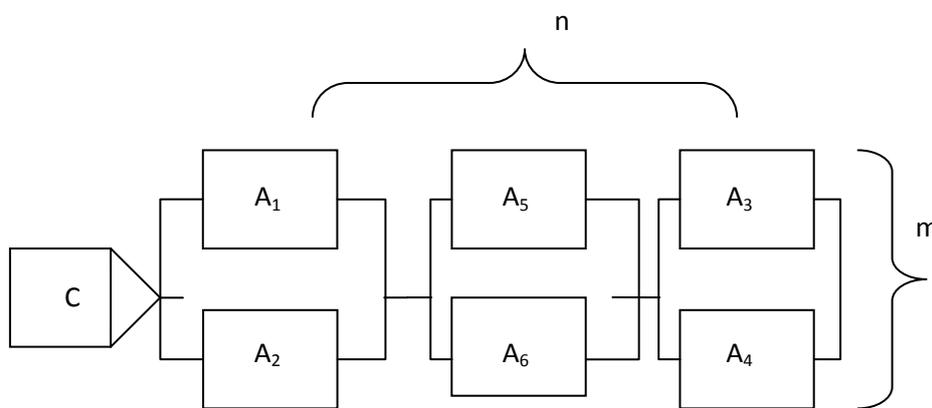


Рис. 1. Диаграмма безотказной работы топливной системы Airbus A320 Family

Вероятность безотказной работы каждой группы $P_{гр} = 1 - (1 - P)^m$, где $P = P(A)$, $P(C) = P_{гр}^n$, тогда

$$P(C) = [1 - (1 - P)^m]^n. \quad (1)$$

Подставив условные данные вероятности безотказной работы одного топливного насоса ($P = 0,98$, принимая, что данное значение одинаково для всех насосов системы) в формулу (1), получим величину вероятности безотказной работы всей топливной системы, при исправности всех ее элементов.

А именно,
$$P(C) = [1 - (1 - 0,98)^2]^3 = 0,9988.$$

В соответствии с пунктом 28-21-02А MMEL для Airbus A320 Family допускается вылет ВС с одним неисправным топливным насосом центрального бака при условии исправности второго. Поэтому, внося в формулу (1) соответствующие изменения, получим

$$P(C) = \{ [1 - (1 - P)^m]^n \} * P. \quad (2)$$

Подставив те же условные данные, видим, что вероятность безотказной работы всей топливной системы снизилась, хотя и незначительно

$$P(C) = \{ [1 - (1 - 0,98)^2]^2 \} * 0,98 = 0,9792.$$

Полученный результат был предсказуем изначально. Действительно, исключая один элемент резервирования, мы, тем самым, снижаем вероятность безотказной работы всей системы. На первый взгляд можно заключить, что снижение вероятности безотказной работы топливной системы из-за отказа насоса центрального бака не влечет за собой никаких негативных послед-

ствий и, в целом, безопасно. Оставшихся исправных элементов системы достаточно для обеспечения безопасности полетов.

Но, что мы скажем, взглянув на данный вопрос с другой стороны, с точки зрения оценки риска. Итак, сам по себе отказ одного топливного насоса центрального бака не повлияет на работоспособность топливной системы. Так как в центральном баке их два, при отказе одного, второй продолжит работать. Топливо в первую очередь будет полностью вырабатываться из центрального бака, и только затем снабжение двигателей будут осуществлять крыльевые насосы.

Допустим следующую ситуацию. Левый топливный насос центрального бака неисправен, ВС был выпущен в рейс в соответствии с MEL, упомянутый ранее пункт которого оговаривает такую возможность. Выработку топлива из центрального бака осуществляет оставшийся правый насос. В полете происходит отказ крана кольцевания, на рис. 1 это «crossfeedvalve», после чего будет прекращено снабжение левой части топливной системы (двигатель № 1, ВСУ). Для парирования данной ситуации экипаж будет вынужден вручную отключить оставшийся правый насос центрального бака, в противном случае произойдет неравномерная выработка топлива, что приведет к разнице в нагрузке конструкции левого и правого крыльев ВС. Система посредством крылевых насосов начнет равномерную выработку топлива из крылевых баков. Топливо центрального бака останется неиспользованным.

Исходя из того, что дальность полета Airbus A320 с максимальной загрузкой 5350 – 5550 км при максимальной крейсерской скорости 840 км/ч, а часовой расход топлива 2600 кг, получаем, что запаса топлива при полной заправке топливных баков (рис. 1) хватит на 6 - 7 часов полета. Значит при потере снабжения из центрального топливного бака мы теряем, в зависимости от его остатка на момент отказа, до 26% запланированной дальности полета. Очевидно, что в данной ситуации экипажу придется выполнить вынужденную посадку в ближайшем аэропорту, а не в аэропорту назначения. Последствия – как минимум дискомфорт для экипажа и пассажиров, связанный с потерей времени на возвращение в аэропорт назначения, а также финансовые потери для эксплуатанта. Данное событие подлежит расследованию в соответствии с [9].

Итак, фактор опасности – выпуск ВС по MEL с неисправным топливным насосом центрального бака, событие – отказ крана кольцевания, наиболее вероятный сценарий развития – сложная ситуация, эффективность оставшихся барьеров между событием и вероятным сценарием незначительная, т.к. серьезность исхода зависит от остатка топлива и близости аэропорта, на который будет выполнена вынужденная посадка.

В результате, воспользовавшись матрицей оценки индекса риска событий из [13], попадаем в желтую зону, что означает необходимость дальнейшего анализа риска, связанного с выпуском ВС по MEL с неисправным топливным насосом центрального бака. Для этой цели используем схему оценки риска опасностей из [13], данные берем условные.

Частота проявления фактора опасности – 10^{-4} . Частота отказов барьеров предотвращения – 1, т.к. выпуск ВС допускается в соответствии с MEL. Частота отказов барьеров парирования – 10^{-1} , т.к. парирование данного события не зависит от действий экипажа, а зависит от полноты выполнения требований примечания к указанному ранее пункту MEL, устанавливающего необходимость обеспечения того, что на маршруте полета будет доступен аэропорт для посадки на случай отказа второго исправного топливного насоса центрального бака. Вероятный исход события - сложная ситуация, соизмеримая среднему ущербу. Итак, наши подсчеты привели нас в ячейку 4В желтого сектора, что свидетельствует о приемлемости риска при условии проведения действий по его уменьшению. Другими словами, если не вести контроль и уменьшение данного риска, он легко может перерасти в неприемлемый.

Подводя итог, можно заключить, что риск, связанный с выпуском ВС в соответствии с MEL, все-таки имеет место быть. Приемлемость этого риска, конечно, зависит от квалификации и опыта эксперта, проводящего его анализ. Но ясно одно, данным вопросом необходимо заниматься более глубоко, не оставляя возможности решения управленческой дилеммы не в пользу безопасности.

Выводы

1. Проведен расчет вероятности безотказной работы топливной системы ВС Airbus A320 Family при наличии дефекта в топливном насосе центрального бака, доказывающий снижение данного значения по сравнению с нормальным функционированием топливной системы.

2. Проведена оценка риска, связанного с использованием MEL, доказывающая необходимость его контроля.

ЛИТЕРАТУРА

1. Анцелиович Л.Л. Надежность, безопасность и живучесть самолета. - М.: Машиностроение, 1985.
2. Еникеев Р.В., Прозоров С.Е. Проблемы внедрения системы управления риском в организации по техническому обслуживанию и ремонту // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 178.
3. Зубков Б.В., Шаров В.Д. Теория и практика определения рисков в авиапредприятиях при разработке системы управления безопасностью полетов. - М.: МГТУ ГА, 2010.
4. Doc 7300/9. Конвенция о международной гражданской авиации. - 9-е изд. - Монреаль: ИКАО, 2006.
5. Кулавский В.Г., Жуков С.А., Шаров В.Д. Разработка системы управления риском с использованием базы данных FleetWatch // Проблемы безопасности полетов. - 2010. - № 3. - С. 14-22.
6. Махутов Н.А., Петров В.П., Резников Д.О., Куксова В.И. Обеспечение защищенности критически важных объектов на основе снижения их уязвимости // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. - 2009. - № 2. - С. 50-69.
7. Международные Стандарты и Рекомендуемая практика ИКАО. Приложение 6 к Конвенции о международной гражданской авиации. - Монреаль: ИКАО, 2010. - Ч. I.
8. Методические указания «О порядке одобрения, контроля и хранения MMEL и MEL для воздушных судов иностранного производства, эксплуатируемых в авиакомпаниях Российской Федерации» 30.10.2000 г. №24.9-261.
9. Правила расследования авиационных происшествий и инцидентов с гражданскими воздушными судами в Российской Федерации (ПРАПИ РФ – 98): утв. постановлением Правительства РФ от 18 июня 1998 г. - № 609.
10. Прозоров С.Е., Еникеев Р.В. Информационное обеспечение процессов управления безопасностью полетов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 174.
11. Doc 9760-AN/967. Руководство по летной годности. - Т. 1. Организация и процедуры. - 1-е изд. - Монреаль: ИКАО, 2001.
12. Федеральные авиационные правила «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации», Приказ Министерства Транспорта Российской Федерации 31.07.2009 г. № 128.
13. Шаров В.Д., Еникеев Р.В. Разработка системы управления рисками в организации по техническому обслуживанию и ремонту // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 162.
14. <http://www.aviasafety.ru/news/nd13032011>.
15. <http://www.rbcdaily.ru/2012/01/25/industry/562949982608291>.
16. <http://www.dca.gov/bm/default.aspx>.
17. <http://www.airlines-inform.ru/commercial-aircraft/Airbus-A320.html>.
18. Nisula J. Operational Risk Assessment. Next Generation Methodology, 2009. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.easa.europa.eu/essi/documents/ARMS.pdf>.
19. Safety Management Manual (SMM), Second Edition, ICAO, 2009. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.icao.int/anb/safetymanagement/>.
20. Single Aisle Technical Training Manual, Airbus Training and Flight Operation Support anвServices, 2006.

RISK CONNECTED WITH AIRCRAFT PRODUCTION IN ACCORDANCE WITH MINIMUM EQUIPMENT LIST (MEL)

Enikееv R.V.

The article covers the problem of understanding of risk assessment necessity connected with aircraft production in accordance with Minimum Equipment List (MEL). The article presents calculation of fail-safe performance probability of Airbus A320 Family fuel system in the event of defect which rectification is postponed in accordance with MEL. The article also presents the results of risk assessment connected with aircraft production in accordance with MEL.

Key words: MEL, MMEL.

Сведения об авторе

Еникеев Руслан Валериевич, 1986 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант МГТУ ГА, ведущий аудитор отдела обеспечения качества ООО «С 7 ИНЖИНИРИНГ», область научных интересов – безопасность полетов.

УДК 629.735.067

ФАКТОРЫ ОПАСНОСТИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ПЕРЕЧНЯ МИНИМАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ (MEL)

Р.В. ЕНИКЕЕВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Зубковым Б.В.

Статья посвящена осмыслению необходимости выявления и учета факторов опасности при использовании перечня минимального оборудования (MEL) в гражданской авиации Российской Федерации. Показаны примеры факторов опасности, возникающих при использовании MEL. Обращено внимание на серьезность последствий, связанных с указанными факторами опасности, и на необходимость последующей оценки соответствующего риска.

Ключевые слова: MEL, MMEL.

Введение

Пункт 6.1.3 главы 6 части I Приложения 6 к Конвенции о международной гражданской авиации требует от эксплуатанта включения в руководство по производству полетов (РПП) утвержденный государством эксплуатанта перечень минимального оборудования (MEL), который позволяет командиру воздушного судна (ВС) определять возможность начала или продолжения полета из любого промежуточного пункта при выходе из строя какого-либо прибора, оборудования или системы.

Получается, что Международная организация гражданской авиации (ИКАО), с одной стороны, пропагандирует концепцию безопасности, в которой допустимо наличие факторов опасности и эксплуатационных ошибок в случае их контроля в разумных пределах, с другой стороны, устанавливает требования, риск выполнения которых не оценивается.

С целью реализации Стандартов и Рекомендуемой практики (SARPs) ИКАО при подготовке и выполнении полетов в гражданской авиации Российской Федерации Министерством транспорта Российской Федерации был издан Приказ № 128 от 31.07.2009 г. об утверждении Федеральных авиационных правил «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации». Утвержденные правила устанавливают случаи допустимости выполнения коммерческих воздушных перевозок при отказе в работе какого-либо прибора, оборудования или системы на основании MEL.

Тем не менее национальные авиационные власти также не принимают во внимание факторы опасности при выпуске ВС по MEL, не говоря уже об определении степени их серьезности и вероятности возможных последствий.

В этой связи встает вопрос необходимости выявления и учета факторов опасности при использовании MEL в гражданской авиации Российской Федерации.

Понятийный аппарат

Первым делом необходимо определиться с понятийным аппаратом. Данная задача не из легких, т.к. MEL является аббревиатурой понятия Minimum Equipment List, пришедшего к нам из английского языка. Проблема, главным образом, связана с интерпретацией MEL при переводе на русский язык. Правовая база, регламентирующая деятельность в области гражданской авиации, не дает четкого определения MEL.

Речь идет не только о двусмысленности толкования в российских нормативных документах, даже SARPs ИКАО противоречат друг другу.

Например, пункт 3.3 [7] дает следующие определения:

- MEL - перечень минимального оборудования;

- ММЕЛ - основной перечень минимального оборудования.

Как видно из [11]:

- MEL - минимальный перечень оборудования;
- ММЕЛ - типовой минимальный перечень оборудования.

Если руководствоваться [12], тогда:

- MEL - перечень минимально необходимого исправного оборудования;
- ММЕЛ - основной перечень минимального исправного оборудования.

Наиболее разумно использовать определения, предлагаемые в [7], как документа, располагающегося выше по иерархии.

Категории ММЕЛ и MEL

Итак, как мы видим, существуют два перечня минимального оборудования – ММЕЛ и MEL. Рассмотрим подробнее, что они из себя представляют.

В соответствии с [12] ММЕЛ, применяемый для разработки перечня минимального оборудования эксплуатанта, издается держателем сертификата типа воздушного судна и утверждает-ся уполномоченным органом государства разработчика воздушного судна.

MEL, в свою очередь, предназначенный для определения возможности эксплуатации воздушного судна с неработающими приборами, оборудованием или системами в рамках контролируемой и обоснованной программы проведения ремонтных работ и замены оборудования, составляется эксплуатантом для каждого воздушного судна на основании ММЕЛ или для воздушных судов, разработанных или ранее эксплуатировавшихся в СССР, на основании требований РЛЭ.

Применяются следующие буквенные обозначения категорий, используемых эксплуатантами в качестве классификационной системы, содержащей сроки устранения неисправностей, которые могут быть отложены в соответствии с MEL:

Категория А. Дефекты, согласно данной категории, должны быть устранены в пределах временного интервала, указанного в соответствующей колонке MEL, при этом день записи дефекта исключается.

Категория В. Дефекты, согласно данной категории, должны быть устранены в пределах трех последующих календарных дней (72 ч), при этом день записи дефекта исключается.

Категория С. Дефекты, согласно данной категории, должны быть устранены в пределах десяти последующих календарных дней (240 ч), при этом день записи дефекта исключается.

Категория D. Дефекты, согласно данной категории, должны быть устранены в пределах ста двадцати последующих календарных дней (2880 ч), при этом день записи дефекта исключается.

Факторы опасности при использовании MEL

Основной фактор опасности закладывается еще при разработке MEL.

П. 7 Дополнения F [7] устанавливает, что *«при определении возможности обеспечения приемлемого уровня безопасности должна также учитываться вероятность дополнительных отказов при продолжении эксплуатации с неработающими системами или оборудованием. При составлении MEL нельзя отступать от требований, предусмотренных в разделе руководства по летной эксплуатации, касающемся ограничений, требований в отношении порядка действий в аварийной ситуации или других требований летной годности государства регистрации или государства эксплуатанта, если соответствующим полномочным органом по летной годности или руководством по летной эксплуатации не предусматривается иное».*

П. 5.71.6 [12] соответственно устанавливает, что *«при определении возможности обеспечения приемлемого уровня безопасности эксплуатант должен учитывать вероятность дополнительных отказов приборов, оборудования или систем воздушного судна при продолжении эксплуатации с неработающими системами или оборудованием».*

Получается, что РОСАВИАЦИЯ требует от эксплуатанта учета вероятности дополнительных отказов, но не устанавливает путь реализации этого требования. То есть эксплуатанту дается право выбора – либо действительно добросовестно отнестись к требованию и провести необходимые расчеты, затратив на это временные и человеческие ресурсы, либо подойти к этому вопросу формально. Очевидно, что второй вариант более заманчивый. Действительно, зачем делать лишнюю работу, если ее результаты никем не будут проверяться. Так как, исходя из п. 5.71.4 [12], при утверждении MEL учитывается следующее:

- опыт эксплуатации данного типа воздушного судна;
- опыт эксплуатации данного типа воздушного судна и аналогичных типов воздушного судна эксплуатантом;
- квалификация и подготовка членов летных экипажей воздушного судна эксплуатанта.

Принимая во внимание [8], безопасная эксплуатация ВС иностранного производства, используемых в авиакомпаниях России, достигается путем согласования и одобрения разработанных авиакомпаниями MEL на основе MMEL государства – разработчика ВС, а также постоянного контроля за их выполнением пунктов, перечисленных в MEL. Видим, что РОСАВИАЦИЯ выдает одобрение, главным образом, по результатам сверки разработанной эксплуатантом редакции MEL с MMEL. Проверка учета вероятности дополнительных отказов не оговаривается. Остается только надеяться, что упомянутые выше расчеты проводятся держателем сертификата типа воздушного судна при издании MMEL.

К тому же сроки устранения неисправности измеряются количеством дней, прошедших с момента ее обнаружения. При этом не учитывается количество и продолжительность полетов, совершенных за этот период. Хотя, очевидно, что с увеличением данных значений вероятность проявления дополнительных отказов элементов системы, уже содержащей оговоренную в MEL неисправность, возрастает.

Еще один фактор опасности проявляется при взаимодействии эксплуатанта ВС и организации по ТОиР при ТО ВС. Естественное стремление эксплуатанта к увеличению интенсивности использования ВС порой вступает в противоречие с необходимостью строгого соблюдения графика регламентных работ и качества их выполнения. То есть не редки случаи откровенного давления со стороны эксплуатанта, требующего изыскания всех возможностей для обеспечения регулярности вылета ВС, в том числе и MEL.

Как известно, прежде чем применить тот или иной пункт MEL, инженерно-технический персонал (ИТП) обязан провести поиск причины отказа соответствующего прибора, оборудования или системы. Так же откладываемый дефект должен быть проанализирован ИТП и экипажем на сочетание с другими возможными дефектами даже в случае, когда эти дефекты оговорены отдельными пунктами MEL.

Ограниченное время простоя ВС заставляет ИТП пренебрегать качественным исполнением своих обязанностей, что приводит к применению пункта MEL, не соответствующего признакам отказа или, что самое опасное, выпуску ВС по MEL без определения причины отказа. Конечно, подобные события выявляются и к нарушителям применяются административные санкции, но это всего лишь реакция на уже произошедшее событие. Необходимость обеспечения минимального простоя ВС – вот истинная первопричина.

Выше приведены далеко не все факторы опасности, только самые явные. Но и этого достаточно для понимания необходимости их выявления и учета и, что также немаловажно, последующей оценки риска, связанного с выпуском ВС по MEL.

Выводы

1. Поставлен вопрос двусмысленности трактовки определения MEL в документах ИКАО и российских нормативных документах.
2. Приведены примеры факторов опасности, возникающих при использовании MEL.

3. Поставлен вопрос необходимости выявления и учета факторов опасности при использовании MEL.

ЛИТЕРАТУРА

1. Анцелиович Л.Л. Надежность, безопасность и живучесть самолета. - М.: Машиностроение, 1985.
2. Еникеев Р.В., Прозоров С.Е. Проблемы внедрения системы управления риском в организации по техническому обслуживанию и ремонту // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 178.
3. Зубков Б.В., Шаров В.Д. Теория и практика определения рисков в авиапредприятиях при разработке системы управления безопасностью полетов. - М.: МГТУ ГА, 2010.
4. Doc 7300/9. Конвенция о международной гражданской авиации. - 9-е изд. - 2006. - Монреаль: ИКАО, 2006.
5. Кулавский В.Г., Жуков С.А., Шаров В.Д. Разработка системы управления риском с использованием базы данных FleetWatch // Проблемы безопасности полетов. - 2010. - № 3. - С. 14-22.
6. Махутов Н.А., Петров В.П., Резников Д.О., Куксова В.И. Обеспечение защищенности критически важных объектов на основе снижения их уязвимости // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. - 2009. - № 2. - С. 50-69.
7. Международные Стандарты и Рекомендуемая практика ИКАО. Приложение 6 к Конвенции о международной гражданской авиации. - Монреаль: ИКАО, 2010. - Ч. I.
8. Методические указания «О порядке одобрения, контроля и хранения MMEL и MEL для воздушных судов иностранного производства, эксплуатируемых в авиакомпаниях Российской Федерации» 30.10.2000г. №24.9-261.
9. Правила расследования авиационных происшествий и инцидентов с гражданскими воздушными судами в Российской Федерации (ПРАПИ РФ – 98): утв. постановлением Правительства РФ от 18 июня 1998 г. - № 609.
10. Прозоров С.Е., Еникеев Р.В. Информационное обеспечение процессов управления безопасностью полетов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - №174.
11. Doc 9760-AN/967. Руководство по летной годности. – Т. 1. Организация и процедуры. - 1-е изд. - Монреаль: ИКАО, 2001.
12. Федеральные авиационные правила «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации», Приказ Министерства Транспорта Российской Федерации 31.07.2009 г. №128.
13. Шаров В.Д., Еникеев Р.В. Разработка системы управления рисками в организации по техническому обслуживанию и ремонту // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 162.
14. <http://www.aviasafety.ru/news/nd13032011>.
15. <http://www.rbcdaily.ru/2012/01/25/industry/562949982608291>.
16. <http://www.dca.gov.bm/default.aspx>.
17. <http://www.airlines-inform.ru/commercial-aircraft/Airbus-A320.html>.
18. Nisula J. Operational Risk Assessment. Next Generation Methodology, 2009. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.easa.europa.eu/essi/documents/ARMS.pdf>.
19. Safety Management Manual (SMM), Second Edition, ICAO, 2009. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.icao.int/anb/safetymanagement/>.
20. Single Aisle Technical Training Manual, Airbus Training and Flight Operation Support and Services, 2006.

HAZARDS BY USING MEL

Enikeev R.V.

The article covers the problem of understanding of hazard identification necessity by using Minimum Equipment List (MEL) in civil aviation of the Russian Federation. The examples of hazards by using MEL are given in the article. It is also pointed out the seriousness of the consequences associated with the hazards and necessity of subsequent risk assessment.

Key words: MEL, MMEL.

Сведения об авторе

Еникеев Руслан Валериевич, 1986 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант МГТУ ГА, ведущий аудитор отдела обеспечения качества ООО «С 7 ИНЖИНИРИНГ», автор 4 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, менеджмент риска.

УДК 517.9; 629.735.017

ОСЦИЛЛЯТОРНАЯ МОДЕЛЬ ВЗАИМОДЕЙСТВИЙ ВНУТРИ МАЛОЙ СОЦИАЛЬНОЙ ГРУППЫ В ПРОМЫШЛЕННОСТИ И ТРАНСПОРТЕ

А.И. ИВАНОВ

Статья представлена доктором технических наук Николайкиным Н.И.

Работа посвящена вопросам самоорганизации в малых группах, например, работников организаций промышленности и транспорта, включая авиацию, в том числе экипаж воздушного судна. Каждому члену малой группы поставлен в соответствие нелинейный диссипативный автоколебательный осциллятор Ван-дер-Поля. Модель описывает взаимодействие членов группы друг с другом через синхронизацию осцилляторов, что позволяет учесть и взаимосодействие, и противодействие, и сосуществование двух видов взаимодействия в качестве сложной природы единства и борьбы противоположностей для выделенного центра взаимодействия как обязательного атрибута малой группы.

Ключевые слова: малая группа, самоорганизация, синхронизация, состояние равновесия, фазовый портрет, бифуркация, особые точки, предельные циклы, промышленность, транспорт, авиация.

Введение

Вопросы самоорганизации в малых группах различных категорий персонала предприятий и организаций промышленности и на транспорте, включая авиацию (например, экипаж воздушного судна, работников бригад, участков, цехов, отделов и т.п.), играют существенную роль во влиянии на величины рисков и на особенности их проявления [1] в процессе реализации авиатранспортных услуг, предоставляемых авиатранспортной системой.

Существенной особенностью процесса подготовки любого опасного производственного объекта к эксплуатации [2] (в том числе процесса подготовки воздушного судна к полету) является накопительный эффект рисков, управление которыми, как следует из анализа модели свертки факторов 9-и основных факторов-критериев производственной среды, основанной на их дихотомии [3], целесообразно рассматривать как динамическую систему.

При изучении социальных явлений обычно заранее считается, что некоторое явление и, тем более, его динамика являются необычайно сложными. Малые социальные группы отличаются от сложных систем не социальной природы прежде всего тем, что элементами систем-групп являются люди, которые имеют индивидуальный интеллект, свои желания, стремления, симпатии и антипатии. При рассмотрении сложных систем социальной природы основную проблему представляет именно математическая формализация. Применение методов нелинейной теории колебаний, качественного анализа фазового портрета системы позволяет формализовать малую социальную группу и значительно упростить ее математическое описание. Эмерджентные свойства сложной социально-экономической системы приводят к образованию особых структур коллективного поведения в фазовом пространстве.

В настоящее время не вызывает сомнения, что социально-экономические системы и малые группы в том числе являются открытыми и неравновесными. В силу своей открытости они могут обмениваться с внешней средой информацией, энергией, энтропией и даже элементами. Если приток отрицательной энтропии из внешней среды достаточно значителен, то суммарная величина энтропии системы может понижаться, что ведет к образованию в системе «структур» коллективного поведения, которым в математической модели соответствуют структуры фазового пространства: фокусы (и другие особые точки), предельные циклы, странные аттракторы и т.д.

К динамическим процессам в малых группах отнесем формирование группы, включение в группу нового участника или изменение состава группы, явления группового давления на индивида, групповой сплоченности, лидерства, принятия групповых решений, необходимость в

которых возникает в процессе развития совместной деятельности, и др. Изменение малой группы происходит постоянно – вследствие взаимодействия людей в социальной среде. Наибольшее значение для управления развитием группы имеет формируемый субъектами взаимодействия информационный поток.

Описание модели

В предыдущих работах [4; 5] показано, что в малой социальной группе существует выделенный центр взаимодействия (ВЦВ). При этом ВЦВ обладает дуализмом. С одной стороны, это цель, результат; с другой стороны – это конфликт. Отметим, что, рассматривая конфликт с разных позиций, никто из предыдущих исследователей не выделяет единство двух противоположных подходов, которое мы определили как ВЦВ.

Кроме того, выделенный центр взаимодействия обладает свойством эмерджентности: обобщенное движение ВЦВ не дает нам картину поведения отдельного индивида, оно выступает результатом совместных, пусть и противоречивых, действий.

Поведение малой группы может быть описано через обобщенное движение выделенного центра взаимодействия с помощью дифференциального уравнения второго порядка

$$\ddot{x} + k\dot{x} + \omega_0^2 x = f(t, x),$$

где обобщенная виртуальная координата x символически представляет направление движения к «цели»; коэффициент k описывает диссипацию – сопротивление системы внешнему воздействию; ω_0^2 – аналог собственной частоты системы (ее квадрата), описывает внутренние свойства системы; функция $f(t, x)$ описывает внешнее воздействие на систему, где наличие зависимости от переменной x связано с обратной связью.

За обобщенную скорость могут быть приняты: скорость усвоения или обработки информации; скорость принятия решения; количество действий (решений) в единицу времени.

\ddot{x} – обобщенное виртуальное ускорение ВЦВ показывает, как меняется со временем обобщенная скорость, например, количество действий или решений, выполненных в единицу времени, поскольку в общем случае эта величина не постоянна. Изменение обобщенной скорости должно быть вызвано некоторой причиной, т.е. взаимодействием.

Таким образом, мы описали движение общего группового ВЦВ дифференциальным уравнением второго порядка. Также и интерес отдельного члена группы, его собственный ВЦВ можно описать аналогично. Поэтому моделью отдельного члена группы становится нелинейный диссипативный осциллятор – динамическая система, мгновенное состояние которой задается двумя величинами: обобщенной координатой x и обобщенной скоростью \dot{x} . При наличии внешнего периодического воздействия в уравнениях появляются члены, содержащие явную зависимость от времени, и нелинейный осциллятор превращается в неавтономную систему, которая может демонстрировать сложную динамику и переход к хаосу.

Сопоставим каждому члену малой группы нелинейный диссипативный автоколебательный осциллятор Ван-дер-Поля. Исполнение целей или желаний отдельного члена группы, т.е. активное действие будем описывать возбуждением соответствующего осциллятора. Все члены группы взаимодействуют каждый с каждым, поэтому все осцилляторы связаны попарно. Система принципиально отличается от классической цепочки связанных осцилляторов, т.к. связь не последовательная, а именно каждый с каждым.

Взаимодействие двух автоколебательных осцилляторов при изменении частотной настройки или величины связи может привести к таким эффектам, как взаимный захват и режим биений. Задача о синхронизации трех, четырех и более осцилляторов является более сложной и вариативной. Естественно, что чем больше число членов группы, тем сложнее система для исследования. Однако в любом случае можно опираться: 1) на взаимодействие пары осцилляторов; 2) на взаимодействие трех осцилляторов, т.к. «треугольник» является основой взаимодей-

изохронность приводит к эффекту второго порядка, комбинирующему воздействие неизохронности и инерционной связи, совместное действие которых аналогично диссипативной связи.

Малая неидентичность по управляющим параметрам λ тоже действует как эффект второго порядка в системе с инерционной связью. Устойчивому режиму синхронизации соответствует сдвиг фаз на $\theta_{jk} = 3\pi/2$. Точке $\theta_{jk} = \pi/2$ соответствует неустойчивое равновесие. Неидентичность в неизохронной системе дает также аддитивную добавку к частотной расстройке.

Таким образом, различные механизмы стремятся привести систему к синхронизации с разным фазовым сдвигом между осцилляторами.

Если взаимодействующие осцилляторы характеризуются разными по величине диссипативными параметрами, отвечающими за отрицательное трение, на плоскости параметров (частотная расстройка – величина связи) появляется новая переходная область, разделяющая квазипериодические режимы и режим гибели колебаний. В этом случае говорят о широкополосной синхронизации, в основе этого режима лежит доминирование одного осциллятора над другим. Для неидентичных по другим диссипативным параметрам (отвечающим за ограничение неустойчивости в системе) осцилляторов в системе возможен эффект смены «лидирующего» осциллятора или пары осцилляторов [7]. Для подробного анализа указанного эффекта далее обратимся к модификации модели, где осцилляторы возбуждаются поочередно парами, в силу периодического изменения параметра, ответственного за бифуркацию рождения предельного цикла. Общий принцип, положенный в основу функционирования этих систем, состоит в манипуляции фазами колебаний при передаче возбуждения между парциальными осцилляторами, которые становятся активными попеременно.

Связь между осцилляторами осуществляется резонансным образом: из сигналов «активной» пары формируются сигналы на частоте колебаний, которые воздействуют на «пассивный» осциллятор во время перехода последнего через бифуркацию рождения предельного цикла и навязывают ему соответствующие фазы. Особенностью системы является строго резонансная связь: возбуждающая сила имеет несущую частоту, совпадающую с частотой колебаний осцилляторов.

Для исследования системы трех связанных каждый с каждым автоколебательных осцилляторов, выключим сначала связи так, чтобы имелась связь только между одной из пар осцилляторов. Это можно сделать тремя способами. Вследствие различия в нашей системе параметров диссипативной связи μ этих пар различным будет угол наклона прямых, ограничивающих «язык Арнольда». Анализ фазового портрета показывает, что внутри области захвата в системе имеется четыре неподвижные точки: устойчивый и неустойчивый узел и два седла. Устойчивый узел отвечает за режим полной синхронизации. При выходе из области захвата при пересечении ее границы все четыре точки попарно сливаются. После этого равновесия исчезают, режим полной синхронизации разрушается с возникновением двухчастотных колебаний.

Парное взаимодействие через смену активной и пассивной фазы

Периодическая модуляция управляющего параметра приводит к тому, что осцилляторы поочередно проходят через активную и пассивную стадии. Каждые полпериода происходит передача фаз от пары осцилляторов к третьему. Для системы такого вида отображение типа отображения Бернулли получается не для фазы колебаний какого-либо осциллятора, а для разности фаз парных осцилляторов. Система демонстрирует гиперболический хаос. При этом в зависимости от выбора правила, по которому передается возбуждение от пары осцилляторов к третьему, получаются различные виды отображения [8]:

$$\begin{aligned}
\frac{da_1}{dt} &= a_1(\gamma_0 + \gamma_1 \cos(\Omega t) - |a_1|^2) + \varepsilon a_3^\alpha (a_4)^{1-\alpha}; \\
\frac{da_2}{dt} &= a_2(\gamma_0 + \gamma_1 \cos(\Omega t) - |a_2|^2) + \varepsilon a_3^\beta (a_4)^{1-\beta}; \\
\frac{da_3}{dt} &= a_3(\gamma_0 - \gamma_1 \cos(\Omega t) - |a_3|^2) + \varepsilon a_1^\beta (a_2)^{1-\beta}; \\
\frac{da_4}{dt} &= a_4(\gamma_0 - \gamma_1 \cos(\Omega t) - |a_4|^2) + \varepsilon a_1^\delta (a_2)^{1-\delta},
\end{aligned} \tag{3}$$

где a_1, a_2, a_3 – комплексные медленно меняющиеся амплитуды осцилляторов; γ_0 – управляющий параметр; γ_1 и Ω – соответственно амплитуда и частота периодической модуляции управляющего параметра; ε – параметр связи, принятый для простоты изложения одинаковым для всех осцилляторов. Параметр α – целое число, описывающее нелинейную связь между осцилляторами. При отрицательном α переходим от соответствующей амплитуды a к комплексно сопряженной величине.

Если пары осцилляторов поменять: 1-2 и 1-3, то надо вводить фиктивный осциллятор, идентичный первому; 1-3 и 2-3 – фиктивный третьему. Соответственно для каждого случая приравниваем параметры.

Самая сложная ситуация – могут попеременно возбуждаться три пары осцилляторов: 1-2, 2-3, 1-3. Тогда вводим три фиктивных осциллятора: $1', 2', 3'$.

Общий принцип состоит в манипуляции фазами колебаний при передаче возбуждения между парциальными осцилляторами, которые становятся активными попеременно, так чтобы трансформация фаз отвечала итерациям отображения с хаотической динамикой. Из сигналов активной пары формируются сигналы на частоте колебаний, которые воздействуют на пассивную пару во время ее перехода через бифуркацию предельного цикла и навязывают ей соответствующие фазы. В зависимости от выбора правила, по которому передается возбуждение от одной пары осцилляторов к другой, т.е. в зависимости от набора параметров получаются различные виды отображения.

Обсуждения результатов

Каждый член малой группы имеет свою цель, некоторый интерес, ради которого он состоит в этой группе. Конфликт интересов отдельных членов показывает вторую сторону ВЦВ.

Малые группы в силу своей системности всегда образуют иерархическую пирамиду. На нижнем этаже этой пирамиды расположим отдельно взятых членов группы, выбрав их в качестве минимального неделимого элемента системы. Однако выбор единичного элемента относителен, поскольку каждый человек сам по себе является сложной системой. Так же и интерес отдельного члена группы, его собственный ВЦВ можно описать аналогично ВЦВ малой группы. Такой подход олицетворяет предельный переход на более низкий уровень иерархии. Поэтому моделью отдельного члена группы становится нелинейный диссипативный осциллятор – динамическая система, мгновенное состояние которой задается двумя величинами: обобщенной координатой x и скоростью \dot{x} . При наличии внешнего периодического воздействия в уравнениях появляются члены, содержащие явную зависимость от времени, и нелинейный осциллятор превращается в неавтономную систему, которая может демонстрировать сложную динамику и переход к хаосу. Диссипативный осциллятор с инерционным возбуждением описывается классической системой уравнений Лоренца с трехмерным фазовым пространством. Как при силовом, так и при параметрическом возбуждении нелинейных диссипативных осцилляторов наблюдается явление синхронизации частоты, которое является ключевым в нашем подходе.

Как известно из классической механики, при соединении материальных точек в систему уравнение для движения центра масс (его аналог – ВЦВ) получается линейной комбинацией уравнений для входящих в систему материальных точек. В сложной нелинейной системе, како-

вой является малая социальная группа, о подобном сложении говорить нельзя. Необходимо рассматривать нелинейные эффекты. Один из основных эффектов – синхронизация, в фазе или в противофазе.

Разделение сложных социальных систем на малые и большие группы ставим в соответствие непрерывным дифференциальным уравнениям для больших групп и дискретным отображениям для малых групп. Переход от малой к большой группе осуществляется по мере продвижения по иерархической пирамиде систем-подсистем. В предельном переходе дискретные уравнения преобразуются в непрерывные.

Используя тот факт, что в теории динамических систем тождественность двух подходов (дифференциальное уравнение и дискретное отображение) считается практически доказанным, можно с уверенностью утверждать: возможность описания поведения малых групп выбранной моделью двумя указанными подходами является косвенным подтверждением правильности выбора модели.

Только выбранная модель адекватно описывает взаимодействие членов группы друг с другом через синхронизацию осцилляторов, т.к. позволяет учесть и взаимосодействие (синхронизация в фазе), и противодействие (синхронизация в противофазе), и сосуществование двух видов взаимодействия в качестве сложной природы единства и борьбы противоположностей введенной нами модели выделенного центра взаимодействия как обязательного атрибута малой группы.

Заключение

Проведенные исследования позволяют сделать вывод о том, что малая социальная группа должна рассматриваться как самоорганизующаяся динамическая система, в которой возможны различные режимы взаимодействия ее участников.

Нелинейность и эмерджентность малой группы как сложной системы приводит к возникновению целого спектра неоднозначностей в поведении группы, но все они так или иначе моделируются через синфазную либо противофазную синхронизацию, т.е. представляют собой либо единение целей отдельных членов группы, либо их конфликт. Описание взаимодействия членов группы друг с другом через синхронизацию осцилляторов позволяет учесть и взаимосодействие (синхронизация в фазе), и противодействие (синхронизация в противофазе), и сосуществование двух видов взаимодействия в качестве сложной природы единства и борьбы противоположностей введенной нами модели выделенного центра взаимодействия как обязательного атрибута малой группы.

Согласно рассмотренной модели все взаимодействия в малой группе носят резонансный характер. Увеличение числа участников происходит итерационным образом, независимо от знака диссипативной связи, что каждый раз ведет к удвоению числа бифуркаций.

Модель осциллятора Ван-дер-Поля рассматривается как основной структурный элемент сложной системы для моделирования поведения малой группы в широком и узком смысле слова. Синхронизация осцилляторов выступает прообразом взаимодействий внутри малой группы. Рассматривается диссипативная и инерционная связь между осцилляторами по принципу каждый с каждым. Положительная связь ведет к взаимосодействию участников группы, отрицательная связь ведет к противодействию участников. Для учета взаимодействия между парами осцилляторов в модель тройки поочередно парами возбуждающихся осцилляторов вводится фиктивный осциллятор, парный третьему. Переменные параметры системы осцилляторов рассматриваются впервые. Переход системы из динамического в хаотический режим и обратно осуществляется с помощью управления параметрами системы, которые могут изменяться также и случайным образом. Рассмотренная модель подтверждает иерархичность социальных систем, позволяя осуществлять предельный переход от малых групп к большим группам и обратно.

В условиях стохастического воздействия на группу со стороны участников социальных отношений необходимо осуществлять превентивные меры – формировать среду взаимодействия, состав участников взаимодействий и отношения между ними.

Таким образом, самоорганизация в различных малых группах сотрудников предприятий и организаций промышленности и на транспорте (бригад, участков, цехов, отделов и т.п.) существенно важна роль по влиянию на величины рисков и на их проявления. Чрезвычайную важность самоорганизация в малых группах персонала приобретает на опасных производственных объектах, в частности, при предоставлении авиатранспортных услуг в гражданской авиации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Худяков Ю.Г., Николайкин Н.И. Виды рисков и особенности их проявления в авиатранспортной услуге, предоставляемой авиакомпанией // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2009. - № 149. - С. 7–13.
2. Николайкин Н.И., Худяков Ю.Г. Моделирование системы управления рисками при эксплуатации опасных производственных объектов // Химическое и нефтегазовое машиностроение. - 2012. - № 10. - С. 35–40.
3. Николайкин Н.И., Худяков Ю.Г. Методология оценки влияния условий труда персонала авиапредприятий на риски в авиатранспортных процессах // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2013. - № 197. - С. 116–120.
4. Иванов А.И., Красюк Т.В. Синергетические модели самоорганизации в малых группах: монография. - М.: Издательство «Спутник+», 2010.
5. Иванов А.И., Красюк Т.В. Синергетические методы учебно-тренировочного процесса и управления спортивной командой. - М.: Издательство «Гермес» МЦ ЗОУО, 2012.
6. Кузнецов А.П., Сатаев И.Р., Тюрюкина Л.В. Синхронизация и многочастотные колебания в цепочке фазовых осцилляторов // Нелинейная динамика. - 2010. - Т. 6. - № 4. - С. 693–717.
7. Тюрюкина Л.В., Пиковский А.С. Гиперболический хаос в нелинейно связанных осцилляторах Ландау-Стюарта с медленной модуляцией параметров // Изв. вузов. Прикладная нелинейная динамика. - 2009. - Т. 17. - № 2. - С. 99–113.
8. Кузнецов А.П., Емельянова Ю.П., Селезнев Е.П. Синхронизация связанных автоколебательных осцилляторов с неидентичными параметрами // Изв. вузов. Прикладная нелинейная динамика. - 2010. - Т. 18, - № 2. - С. 62–78.

OSCILLATOR MODEL OF INTERACTION WITHIN A SMALL SOCIAL GROUP IN INDUSTRY AND TRANSPORT

Ivanov A.I.

The article deals with the issues of self-organization in small groups for example, personnel of industry and transport enterprises, including aviation and aircraft crew. Van der Pol non-linear dissipative oscillator is the basis of interaction in a small group model. The model describes interaction between the group members through synchronization of oscillators, which allows to take into account interaction, and counteraction, and coexistence of two types of interactions as the complex nature of unity and struggle of opposites for a selected center of interaction as a compulsory attribute of a small group.

Key words: small group, self-organization, synchronization, a state of equilibrium, phase portrait, bifurcation, particular points, limit cycles, industry, transport, aviation.

Сведения об авторе

Иванов Александр Иванович, 1989 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (2005), научный консультант ОАО «Быковский завод средств логического управления» (ОАО «Логика»), автор 15 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование социально-экономических систем.

UDC 519.46

A CONSTRUCTION OF DIFFEOMORPHISM EXTENSION AND ITS APPLICATIONS

A.M. LUKATSKY¹

Let M be Riemannian manifold with boundary ∂M and a diffeomorphism f of ∂M . We consider the problem of the extension of f from the boundary ∂M into the manifold M to the volume-preserving diffeomorphism \hat{f} . The design of an explicit extension based on the representation theory is offered for the case of the sphere. We also extend the conformal and projective groups with the $n-1$ -sphere into the n -ball. As a result, we construct examples of kinematic dynamo in the n -ball.

Keywords: Arnold's problems, Riemannian manifold, boundary, diffeomorphism extension, volume preserving diffeomorphism, kinematic dynamo.

Introduction

Let M be a compact Riemannian manifold with boundary ∂M and f be a diffeomorphism of ∂M . V.I. Arnold had formulated the following problem ([1], 1988-20): when there is an extension of f from ∂M into M such that the extension \hat{f} is an element of the volume-preserving diffeomorphism group $\text{SDiff}(M)$?

Here we consider the case of n -ball (\mathbf{B}^n) and propose an explicit construction of such an extension from its boundary, the $n-1$ -sphere (\mathbf{S}^{n-1}), into \mathbf{B}^n . As a consequence we find new examples to the problem of kinematic dynamo in \mathbf{B}^n . These results were reported in the International conference "Analysis and singularities (Arnold-75)", [2].

1. Construction of the Extension

We consider diffeomorphisms of sphere which are isotopic to the identity. They form the group $\text{Diff}_0(\mathbf{S}^{n-1})$, $n \geq 2$. Then for any diffeomorphism $f \in \text{Diff}_0(\mathbf{S}^{n-1})$ we have (Thurston, [3])

$$f = \exp(v_1) \dots \exp(v_k),$$

where v_i lies in $\text{Vect}(\mathbf{S}^{n-1})$, the space of smooth vector fields on the \mathbf{S}^{n-1} , for $i = 1, \dots, k$.

Let v be a smooth vector field on \mathbf{S}^{n-1} . We give a construction of its extension to a divergence-free vector field ν in \mathbf{B}^n . Below we use the representation theory.

We decompose the space $\text{Vect}(\mathbf{S}^{n-1})$ into irreducible $SO(n)$ -modules. It is known (Kirillov, [4]), that there are two series of irreducible modules:

- The series of the divergence-free vector fields with highest weights $M_n + k\Lambda_n$, $k \geq 0$ for $n \neq 4$ and $M'_n + k\Lambda_n, M''_n + k\Lambda_n$, $k \geq 0$ for $n = 4$:

$$S_1 = \text{SVect}(\mathbf{S}^{n-1}) = \begin{cases} \sum_{k \geq 0} P_{M_n + k\Lambda_n}, & n \neq 4; \\ \sum_{k \geq 0} (P_{M'_n + k\Lambda_n} + P_{M''_n + k\Lambda_n}), & n = 4; \end{cases}$$

- The series of the gradient vector fields with highest weights $k\Lambda_n$, $k \geq 1$

¹The work was supported by the Russian Foundation for Basic Research, grant 11-01-00465a

$$S_2 = \sum_{k \geq 1} P_{k\Lambda_n}.$$

Here M_n is the highest weight of the adjoint representation of $SO(n)$, $n \neq 4$ (M'_4, M''_4 for $SO(4)$); Λ_n is the highest weight of the standard representation of $SO(n)$ in \mathbf{R}^n . Thus, we have

$$\text{Vect}(\mathbf{S}^{n-1}) = S_1 \oplus S_2.$$

We construct the extension for the irreducible modules of these series. In this case it is convenient to use the polynomial (in the sense of \mathbf{R}^n) notation of vector fields. Note that an irreducible $SO(n)$ -module consists of spherical vector fields, in particular polynomial ones.

1.1. Divergence-free vector field series

Let us consider the vector field on \mathbf{S}^n

$$v_m = x_3^m(x_2, -x_1, 0, \dots, 0), \quad m \geq 0. \tag{1}$$

According to [5], v_m has non-null component in the space

$$M_n + m\Lambda_n \text{ for } n \neq 4; \quad M'_n + m\Lambda_n, \quad M''_n + m\Lambda_n \text{ for } n = 4.$$

Obviously, we have

$$\text{div}_{\mathbf{S}^{n-1}} v_m = \text{div}_{\mathbf{B}^n} v_m = 0.$$

It follows that the divergence-free extension of (1) is a vector field itself (i.e. $\hat{v}_m = v_m$). This property is invariant with respect to $SO(n)$ action on \mathbf{S}^{n-1} .

Thus we have

Proposition 1.1. There exists such a polynomial basis of divergence-free vector fields on \mathbf{S}^n that its divergence-free extension into \mathbf{B}^n are the same vector fields.

Below we denote $\text{div}_{\mathbf{B}^n} u$ by $\text{div } u$.

1.2. Gradient series

In this case it is convenient to use harmonic polynomial form (Vilenkin, [6]). As it is well known [4] the homogenous harmonic polynomials of degree k form an irreducible space of highest weight $k\Lambda_n$, $k \geq 0$ in the function space on \mathbf{R}^n .

The corresponding space of their gradients on sphere constitutes a $SO(n)$ -module with highest weight $k\Lambda_n$. One can offer the explicit formulas for these vector fields.

Consider the $SO(n)$ -module with highest weight $k\Lambda_n$. It consists of the gradients of homogeneous harmonic polynomials p of the degree k . Let us take $u = \text{grad}_{\mathbf{S}^{n-1}} p$. Then we have

$$u = \left(\frac{\partial p}{\partial x_1}, \dots, \frac{\partial p}{\partial x_n} \right) - kp(x_1, \dots, x_n). \tag{2}$$

Note that

$$\text{div } u = \Delta p - k(n+k)p = -k(n+k)p.$$

Proposition 1.2. The divergence-free extension of (2) is given by the formula

$$\hat{u} = u + \left(\frac{n+k}{2} \right) (x_1^2 + \dots + x_n^2 - 1) \left(\frac{\partial p}{\partial x_1}, \dots, \frac{\partial p}{\partial x_n} \right). \tag{3}$$

Proof.

We have

$$\text{div } \hat{u} = -k(n+k)p + \frac{n+k}{2} (x_1^2 + \dots + x_n^2 - 1) \Delta p + (n+k) \sum_{i=1}^n x_i \frac{\partial p}{\partial x_i} = 0.$$

2. Extension of actions of non-compact semi-simple Lie groups on sphere

In this section we construct volume-preserving extensions from a sphere into its interior ball for elements a non-compact simple Lie group acting on the sphere.

There are known actions of Lie groups $SO(1, n)$ (the conformal group of a sphere) and $SL(n)$ (the projective group of a sphere) on \mathbf{S}^{n-1} which do not automatically preserve the volume element of \mathbf{S}^{n-1} . Now we present the design of their extensions to volume-preserving diffeomorphisms of \mathbf{B}^n .

2.1. Consider the action of Lie group $SO(1, n)$ on \mathbf{S}^{n-1} .

Its Lie algebra consists of the vector fields

$$\{\text{grad}_{\mathbf{S}^{n-1}} x_i, i = 1, \dots, n\}; so(n).$$

For $n = 3$, we choose

$$v = \text{grad}_{\mathbf{S}^2} x_1 = (1 - x_1^2, -x_1 x_2, -x_1 x_3).$$

Using (3) we obtain that its divergence-free extension has the form

$$\hat{v} = (x_1^2 + 2x_2^2 + 2x_3^2 - 1, -x_1 x_2, -x_1 x_3). \quad (4)$$

Note that the vector field v does not have a singular point inside the ball \mathbf{B}^3 . The vector field \hat{v} singular points form the circle

$$x_1 = 0; \quad x_2^2 + x_3^2 = \frac{1}{2}.$$

For the vector field (4) it is immediately verified that

$$\text{rot } \hat{v} = 5(0, x_3, -x_2).$$

Thus we have

$$[\hat{v}, \text{rot } \hat{v}] = 0.$$

Hence, the divergence-free extension of vector field $\text{grad}_{\mathbf{S}^2} x_1$ is a vector field which commutes with its curl.

Take

$$w = \text{grad}_{\mathbf{S}^2} x_2 = (-x_1 x_2, 1 - x_2^2, -x_2 x_3).$$

Its divergence-free extension has the form

$$\hat{w} = (-x_1 x_2, 2x_1^2 + x_2^2 + 2x_3^2 - 1, -x_2 x_3). \quad (5)$$

Consider $h = (x_2, -x_1, 0)$ as the vector field of the Lie algebra $so(n)$. Note that $\hat{h} = h$.

It is immediately verified that

$$[w + h, v] = w + h.$$

It follows

$$(\exp(v))^k (w + h) = e^k (w + h):$$

this is a property of the Lie group $SO(1, n)$.

Now we take

$$F = \exp(\hat{v}).$$

Note that F is an element of the volume-preserving diffeomorphism group $\text{SDiff}(\mathbf{B}^n)$.

Thus, on the boundary of \mathbf{B}^n (i.e. on \mathbf{S}^{n-1}) we obtain

$$F_*^k (\hat{w} + h) = e^k (\hat{w} + h),$$

For any integer k .

2.2. Consider the action of Lie groups $SL(n)$ on \mathbf{S}^{n-1}

Its Lie algebra consists of the vector fields from $so(n)$ and $\text{grad}_{\mathbf{S}^{n-1}} x_i x_j, \text{grad}_{\mathbf{S}^{n-1}} (x_i^2 - x_j^2)$, $i, j = 1, \dots, n, i \neq j$.

For $n = 3$ we take $g = -x_1^2 + x_2^2$, $u = \text{grad}_{\mathbf{S}^2} g$. Note that

$$u = (-2x_1, 2x_2, 0) - 2g(x_1, x_2, x_3).$$

Its divergence-free extension has the form

$$\hat{u} = (5(x_1^2 + x_2^2 + x_3^2) - 3)(-x_1, x_2, 0) - 2g(x_1, x_2, x_3). \tag{6}$$

Note that the vector field u has the set of singular points inside \mathbf{B}^3 . This set coincides with the interval $x_1 = x_2 = 0$, $-1 < x_3 < 1$. The singular points of the vector field \hat{u} inside \mathbf{B}^3 include this interval and also the two intersecting circles

$$x_1 = \pm x_2; \quad x_1^2 + x_2^2 + x_3^2 = \frac{3}{5}.$$

Note that these extensions of the elements of conformal and projective group actions on the \mathbf{S}^{n-1} generate infinite subgroups of the group $\text{SDiff}(\mathbf{B}^n)$.

3. Extension of actions of non-commutative solvable Lie groups on sphere

Here we construct volume-preserving extensions for the non-commutative solvable Lie group actions on sphere into its interior ball.

Let us consider \mathbf{S}^{2n-1} , $n \geq 2$. We take

$$h = (-x_2, x_1, -x_4, x_3, \dots, -x_{2n}, x_{2n-1}); \quad v = p(x_1, x_2)(0, 0, -x_4, x_3, \dots, -x_{2n}, x_{2n-1}),$$

where p is a homogeneous harmonic polynomial of the degree k .

The vector fields h, v generate a finite-dimensional non-commutative solvable Lie algebra. Their divergence-free extensions from \mathbf{S}^{n-1} into \mathbf{B}^n are the same vector fields.

Example 3.1. Consider \mathbf{S}^3 .

Let us take

$$h = (-x_2, x_1, -x_3, x_4); \quad v = x_1x_2(0, 0, -x_4, x_3); \quad w = (x_1^2 - x_2^2)(0, 0, -x_4, x_3).$$

We have

$$[h, v] = w; \quad [h, w] = -4v; \quad [v, w] = 0.$$

Thus, we obtain the 3-dimensional non-commutative solvable Lie algebra of divergence-free vector fields on \mathbf{S}^3 . Their divergence-free extensions on \mathbf{B}^4 are the same vector fields.

Note that these extensions of the elements of non-commutative solvable group actions on the \mathbf{S}^{2n-1} generate a finite Lie group as subgroups of $\text{SDiff}(\mathbf{B}^{2n})$.

4. Application to the problem of kinematic dynamo

Let us consider the vector field \hat{u} (6). Note that \hat{u} has a singular point at the origin. Linearized vector field $\frac{\partial \hat{u}}{\partial x}$ at the origin has the form

$$\begin{pmatrix} 3 & 0 & 0 \\ 0 & -3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

and its eigenvalues are $\{3, -3, 0\}$.

According to Arnold-Khes in theorem [7, p. 275-276], \hat{u} is an example of nondissipative kinematic dynamo of the rate $L_{1+\tau}$ for any $\tau > 0$. Direction for implementing dynamo effect at the origin is given by the eigenvector $(1, 0, 0)$.

Divergence-free vector field with the focus at the origin may be obtained using an extension of the conformal group. Here again, we take the vector field \hat{v} , (4). Note that $\hat{v}(0) = (-1, 0, 0)$. Consequently, the vector field \hat{v} can be considered as the effect of the magnetic field in the kinematic dynamo.

REFERENCES

1. **Arnold V.I.** Arnold's Problem // Springer and Phasis, Moscow. - 2004.
2. **Lukatsky A.M.** On the Problem of Diffeomorphism Extension // International Conference "ANALYSIS and SINGULARITIES, dedicated to the 75th anniversary of Vladimir Igorevich Arnold". Abstracts. Steclov Mathematical Institute of the RAS, Moscow, Russia, December 17-21, 2012, p. 77-78.
3. **Thurston W.** Foliations and Groups of Diffeomorphisms // Bull. Amer. Math. Soc. - 1974. - Vol. 80, p. 304-307.
4. **Kirillov A.A.** Representations of the Rotation of n-dimensional Euclidean Space of Spherical Vector Fields // Dokl. Acad. Nauk USSR – 1957 – vol. 116, no. 4, p. 538-541.
5. **Lukatsky A.M.** Structural-geometrical Properties of Infinite Lie Groups in the Application to the Equations of Mathematical Physics // Yaroslavl, Ya. St. Univ. named P.F. Demidov – 2010.
6. **Vilenkin N.Y.** Special Functions and Representation Group Theory. Moscow: Nauka, 1965.
7. **Arnold V.I., Khesin B.A.** Topological Methods in Hydrodynamics // Springer and MCNMO, Moscow. - 2007.

КОНСТРУКЦИЯ ПРОДОЛЖЕНИЯ ДИФФЕОМОРФИЗМА И ЕГО ПРИЛОЖЕНИЯ

Лукацкий А.М.

Пусть M есть риманово многообразие с границей ∂M , а f есть диффеоморфизм ∂M . Рассмотрим задачу продолжения f с границы ∂M внутрь многообразия M до сохраняющего объём диффеоморфизма \hat{f} . В статье для случая сферы предложена явная конструкция такого продолжения, основывающаяся на теории представлений. Мы также рассматриваем продолжения действия конформной и проективной групп с $n-1$ -сферы на n -мерный шар. В результате получены примеры кинематического динамов n -мерный шар.

Ключевые слова: проблема Арнольда, риманово многообразие, граница, продолжение диффеоморфизма, диффеоморфизм сохраняющий объём, кинематическое динамо.

About the author

Lukatsky Alexander Mikhailovich, born in 1949, graduated from the Moscow State University named after Lomonosov (1972), Sci.D. in Physical and Mathematical Sciences, Senior Research Fellow of the Institute of Energy Research Institute Russian Academy of Sciences (ERIRAS), author of 96 scientific papers, research interests – infinite groups application to equations of mathematical physics.

UDC 514.7

SAWTOOTH SOLUTIONS TO THE BURGERS EQUATION ON AN INTERVAL

A.V. SAMOKHIN, Yu.I. DEMENTYEV

The asymptotic behavior of solutions of the Burgers equation and its generalizations with initial value - boundary problem on a finite interval with constant boundary conditions is studied. Since the equation describes the movement in a dissipative medium, the initial profile of the solution will evolve to an time-invariant solution with the same boundary values. However there are three ways of obtaining the same result: the initial profile may regularly decay to the smooth invariant solution; or a Heaviside-type gap develops through a dispersive shock and multi-oscillations; or an asymptotic limit is a stationary 'sawtooth' solution with periodical breaks of derivative.

Key words: Burgers equation, initial value - boundary problem, gradient catastrophe, sawtooth solutions.

1. Introduction

The Burgers equation

$$u_t(x, t) = \varepsilon^2 u_{xx}(x, t) - \alpha \cdot u(x, t) u_x(x, t). \quad (1)$$

is related to the viscous medium whose oscillations it describes. This viscosity dampens oscillations except for stationary solutions which are invariant for some subalgebra of the full symmetry algebra of the equation. While studying the equation on the whole line only bounded solutions are usually taken into account since only they have a physical meaning. It is not the case for a finite interval as an unbounded solution may still remain bounded within an interval. Thus we obtain a wider choices of invariant solutions and asymptotics and, consequently, some new effects.

We consider initial value - boundary problem (IVBP) for the Burgers equation on a finite interval:

$$u(x, 0) = f(x); \quad u(a, t) = l(t); \quad u(b, t) = r(t); \quad x \in [a, b]. \quad (2)$$

The case of constant boundary conditions $u(a, t) = A$, $u(b, t) = B$ and related asymptotics are of a special interest here.

Some of our results are similar to those of Dubrovin *et al* [1; 2; 3] dealing with a formation of dispersive shocks in a class of Hamiltonian dispersive regularizations of the quasi-linear transport equation. For the Burgers equation the shocks resulting in breaks (and preceded by a multi-oscillation) do develops for some IVBPs; some other IVBPs lead to a monotonic convergence to an invariant solutions. One more possibility for the asymptotics is a class of periodic 'saw-tool' profile solutions. Such profiles (though for travelling waves on a line) are known in nonlinear acoustics [4; 5]; they form in media where nonlinearity dominates over dispersion, diffraction and absorption. The short history of this research is as follows.

The Burgers equation has been used by many authors (Lighthill - 1956, Soluyan&Khokhlov - 1961, Blackstock - 1964) to describe the propagation of one-dimensional acoustic signals of moderate amplitude. Here, $-u$ denotes the velocity or the excess density; if the Lagrangian coordinate Y measures distance from the driving piston, and, if t denotes time and c_0 the linearized sound speed, then $x = c_0 t - Y$. Thus x/c_0 denotes the time elapsed since the passage of a reference wavelet while the constants α and ε^2 quantify the effects of amplitude dispersion and of diffusion respectively, and the subscripts denote partial differentiation.

It is, of course, widely known that the transformation due to Hopf (1940) and Cole (1951) reduces (1) to the heat conduction equation. Using this transformation, Lighthill (1956) illuminates the

competition between nonlinearity and diffusion through many examples of shock formation, interaction, spreading and decay. Unfortunately, in nonlinear acoustics the Burgers equation has only limited applicability. Geometric spreading and material inhomogeneity both lead to a generalized Burgers equation in which ε^2 is replaced by a specified function $\varepsilon^2(Y)$. Although in some cases of interest these effects have been accommodated by the use of perturbation procedures (Crighton&Scott - 1979), no linearizing transformation has yet been found. It is therefore useful to obtain exact solutions of (1) without recourse to the Hopf-Cole transformation, in the hope that such solutions form the basis of a perturbation analysis that can accommodate modulation of ε^2 with Y .

In many problems of nonlinear acoustics the velocity u is periodic in x , and nonlinear effects are dominant near the source. The signal then develops a sawtooth profile containing regularly spaced shocks. These shocks slowly increase in thickness until diffusion becomes important throughout the profile at large distances Y .

This paper is a continuation of [6; 7]. Numeric results are obtained via the Maple *PDE tools* package.

2. Stable smooth solutions

The Burgers (1) smooth stationary solutions are:

$$u(x, t) = c; \quad (3)$$

$$u(x, t) = -\varepsilon^2 \alpha \tanh(\alpha x + c); \quad (4)$$

$$u(x, t) = -\varepsilon^2 \alpha \coth(\alpha x + c); \quad (5)$$

$$u(x, t) = \varepsilon \cdot \alpha \tan\left(\frac{\alpha x + c}{\varepsilon}\right); \quad (6)$$

$$u(x, t) = \frac{\alpha \cdot \varepsilon^2}{\alpha x + c}. \quad (7)$$

Burgers equation on the whole line is known to possess travelling waves solutions with the saw-tooth profiles (piecewise-smooth with periodical breaks of derivative). We show this property to have an analogue in a form of stationary, t -invariant saw-tooth solutions.

Consider an IVBP for (1) of the form (2):

$$u(x, 0) = f(x); \quad u(0, t) = A; \quad u(1, t) = B; \quad A, B \in R. \quad (8)$$

with smooth initial profile $f(x)$.

Taking the dissipation into the account it is naturally to presuppose that at $t \rightarrow \infty$ we get $u(x, t) \rightarrow y_{AB}(x)$ where $y_{AB}(x)$ is a unique smooth stationary solution corresponding to the ordinary differential problem $y'' - 2yy' = 0$, $y(0) = A$, $y(1) = B$.

Such solutions do exist and the first conjecture was that this limit does not depend on the initial profile $f(x)$.

Note that only bounded solutions (they are, incidentally, non-decreasing) are of interest if (1) is considered on the whole line $x \in R$. But on $x \in [a, b]$ anyone of the above list suits, providing the singularity is not on the interval.

3. Stability of invariant solutions

A solution of the Burgers equation

$$u_t = u_{xx} - \alpha u \cdot u_x \quad (9)$$

with zero boundary conditions

$$u(a, t) = u(b, t) = 0; \quad u(x, 0)|_{[a, b]} = f(x) \quad (10)$$

monotonically tends to zero as $t \rightarrow \infty$ in L^2 norm since

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_a^b u^2 dx &= \int_a^b 2uu_t dx = 2 \int_a^b u(u_{xx} - \alpha u u_x) dx = \\ 2 \int_a^b u du_x + \frac{-\alpha}{2} u^2 \Big|_a^b &= 2uu_x \Big|_a^b - 2 \int_a^b u_x^2 dx = -2 \int_a^b u_x^2 dx \leq 0. \end{aligned} \quad (11)$$

The greater u_x , the faster the convergence.

When the boundary conditions are non-zero but constant

$$u(x, 0)|_{[a, b]} = f(x); \quad u(a, t) = f(a) = A; \quad u(b, t) = f(b) = B, \quad (12)$$

one may expect the solution to converge to the respective smooth stationary invariant solution, i.e. to $\mu(x)$:

$$\mu_{xx} - \alpha \mu \cdot \mu_x = 0; \quad \mu(a) = A; \quad \mu(b) = B. \quad (13)$$

Such a solution exists and is of one of the above listed forms depending on the combination of A and B . In fact, the situation is more complex.

In the case when dissipative effects are comparatively weak with respect to nonlinearity, other stationary solutions occur for the same IVBP. Namely these are the saw-tool solutions whose periods are $(b-a)/n$, $n \in \mathbb{N}$.

Let us see how evolves the difference between u and the solution of (15). Denote $v(x, t) = u(x, t) - \mu(x)$, i.e. $u(t, x) = v(x, t) + \mu(x)$. Substituting the latter into (11) we get

$$\begin{aligned} u_t &= (v(x, t) + \mu(x))_t = v(x, t)_t = u_{xx} - \alpha u \cdot u_x = \\ (v(x, t) + \mu(x))_{xx} - \alpha(v(x, t) + \mu(x))(v(x, t) + \mu(x))_x. \end{aligned} \quad (14)$$

In the case $\alpha = 2$ it equals $v_{xx} - 2vv_x + [\mu_{xx} - 2\mu\mu_x] - 2\{v_x\mu + v\mu_x\}$. The expression in square brackets equals zero. So

$$v_t = v_{xx} - 2vv_x - 2(v\mu)_x. \quad (15)$$

Boundary conditions for v are zero by definition. We evaluate the rate of v by analogy with (13):

$$\begin{aligned} \langle v_t \rangle_{L^2} &= \frac{\partial}{\partial t} \int_a^b v^2 dx = \int_a^b 2vv_t dx = \\ 2 \int_a^b v(v_{xx} - 2vv_x - 2(v\mu)_x) dx &= 2 \int_a^b v dv_x - \frac{4}{3} v^3 \Big|_a^b - 4 \int_a^b v d(v\mu) = \\ 2vv_x \Big|_a^b - 2 \int_a^b v_x^2 dx - 4v(v\mu) \Big|_a^b + 4 \int_a^b \mu v v_x dx &= \\ -2 \int_a^b v_x^2 dx + 2 \int_a^b \mu_x v^2 dx - 2v^2 \mu \Big|_a^b &= -2 \int_a^b (v_x^2 + \mu_x v^2) dx. \end{aligned} \quad (16)$$

Thus the monotony of L^2 -convergence is not automatically guaranteed; but it surely takes place, for instance in the case $\mu_x \geq 0$ (the case of the increasing initial profile, which agrees with the characteristics method).

It follows that $\mu_x > 0$ guarantees decay: if such conditions are satisfied, the deviation v decays to zero. When the inequality $\langle v_t \rangle_{L^2} \geq 0$ fails (e.g., for decreasing initial profile) the difference v doesn't necessarily tend to zero. Usually the evolution ends in catastrophe or decay, but it may stabilize half-way.

3.1. Decay

Here is an example of a decay towards a *decreasing* invariant solution. The initial profile is chosen in a vicinity of this solution and the right-hand side of (16) is negative. Consider the equation $u_t = \varepsilon^2 u_{xx} - 2uu_x$.

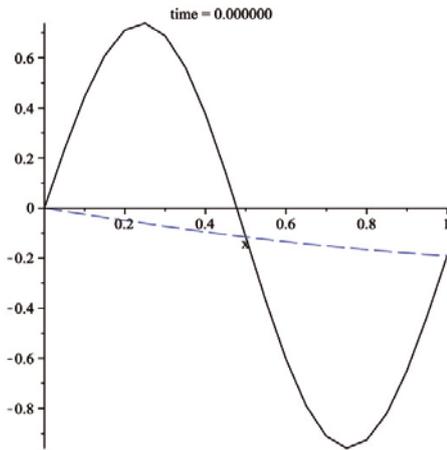


Fig. 1. Initial profile $-\varepsilon^2 \tanh(x) + 1.6\varepsilon \sin(2\pi x)$, $u(0, t) = 0$, $u(1, t) = -\varepsilon^2 \tanh(1)$. Asymptotic limit (dash line) is the invariant solution; $n=1$

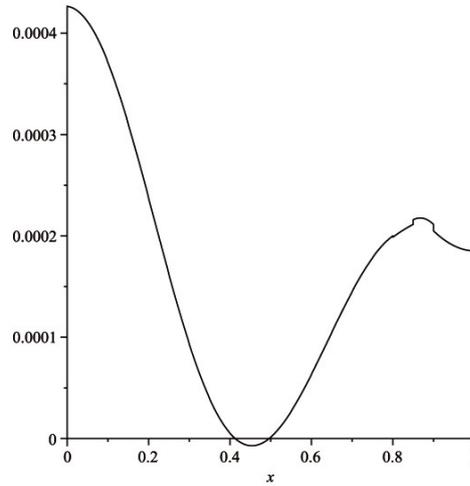


Fig. 2. The graph of the integrand $v_x^2 + \mu_x v^2$ in (16) for the solution on fig. 1 at $t = 2$

Choose IVBP: $u(x, 0) = -\varepsilon^2 \tanh(x) + 1.6\varepsilon \sin(2\pi x)$, $u(0, t) = 0$, $u(1, t) = -\varepsilon^2 \tanh(1)$; $\varepsilon = 0.05$. Here $\mu = -\varepsilon^2 \tanh(x)$ is a decreasing invariant solution, $v = 1.6\varepsilon \sin(2\pi x)$ — the perturbation. Asymptotics at $t \rightarrow \infty$ coincides with μ , see fig. 1. The dissipation reigns in and no catastrophe develops. The explanation can be seen in fig. 2 where the typical graph of integrand $v_x^2 + \mu_x v^2$ in (16) is given at $t = 2$; clearly $\langle v_t \rangle_{L^2} < 0$.

3.2. Catastrophes

As it is known, for a general quasilinear transport equation ($x \in R$)

$$w_t + f(w)w_x = 0 \tag{17}$$

the moment of gradient catastrophe can be defined as follows. Let $w = \varphi(x)$ be an initial profile. The solution of this problem may be given in a parametric form $w = \varphi(\xi)$, $x = \xi + F(\xi)t$ where $F = f(\varphi(\xi))$. The characteristics of the form $x = \xi + F(\xi)t$ intersect in the case $\varphi'(\xi) < 0$ thus resulting in many-valued w (the tilting of a wave or a gradient catastrophe). If the inequality holds on a finite interval there exist a minimal value of time, t_c , when this problem arises. One may determine t_c by the formula $t_c = -1 / F'(\xi_c)$ where $|F(\xi_c)| = \max |F'(\xi)|$ on the interval $[a, b]$. while $F'(\xi) < 0$.

We demonstrate this gradient catastrophe to be inherited by Burgers-like equations for some initial profiles, with modest dissipative effects added to a model (17); (cf [3; 2] dealing with a formation of dispersive shocks in a different class of extension of (17), namely Hamiltonian dispersive regularizations of (17) including KdV-likes and Kawahara equations).

In a complex environment of a finite interval combined with an added dissipation for the Burgers-like equation the catastrophe may be delayed or occur earlier, still the main features remain. We begin with the

Burgers equation $u_t = \varepsilon^2 u_{xx} - 2uu_x$, with IVBP $\{u(x, 0) = \text{sech}^2(x-1), u(0, t) = \text{sech}^2(1), u(10, t) = \text{sech}^2(9)\}$ and $\varepsilon = 0.02$. The initial peak moves to the right from the far left of the interval, so the moment t_c nearly coincides with that for a whole line. The ensuing multi-oscillating process results in a Heaviside-type break between boundary values at the right end of the interval, fig. 3, 4. Note that constants are invariant solutions.

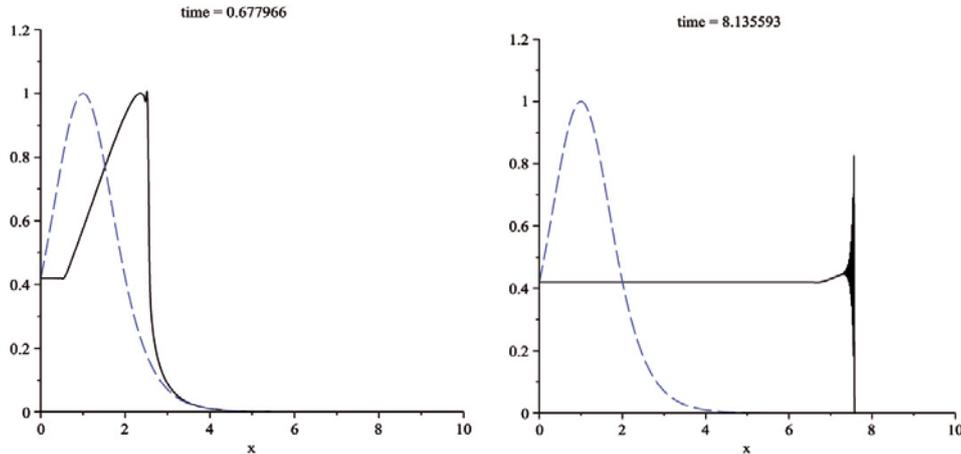


Fig. 3. Start of gradient catastrophe at $t_c \approx 0.67$. **Fig. 4.** Multi-oscillations move to a Heaviside type break $\tanh^2(1) - \tanh^2(9)$ at $x = 10$; $t \approx 8$. Dash line is the initial profile $\text{sech}^2(x-1)$.

If we change IVBP of the previous problem for

$$\{u(x, 0) = \text{sech}^2(x-9), u(0, t) = \text{sech}^2(9), u(10, t) = \text{sech}^2(1)\},$$

the right end of the interval being nearer, the catastrophe begins earlier, at $t \approx 0.1$.

This is not a behavior specific for the sech^2 -type initial data. In yet one more example change the IVBP of the previous example for $u(x, 0) = -0.01x^2 + 0.9$, $u(0, t) = 0.9$, $u(10, t) = -0.1$. The overall picture changes only slightly, fig. 7, though the catastrophe starts at $t = 3.9$, much later than $t = 1.9$ predicted by the characteristics method.

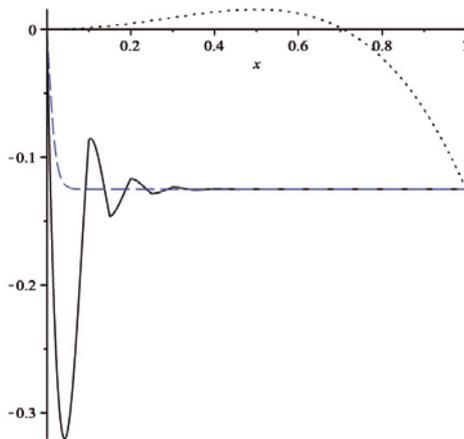


Fig. 5. Initial profile (dots line) $-\alpha\varepsilon^2 \tanh(\alpha)(2x^4 - x^2)$, piecewise- $u(0, t) = 0$, $u(1, t) = -\alpha\varepsilon^2 \tanh(\alpha)$. Asymptotic limit and the invariant solution (dash) $-\alpha\varepsilon^2 \tanh(x)$

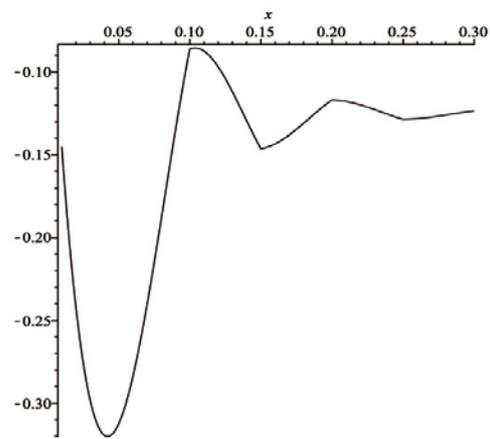


Fig. 6. Enlarged part of fig. 5. Piecewise-smooth difference $v(x)$; $t = 20$

3.3. Developing a stable saw-tool profiles

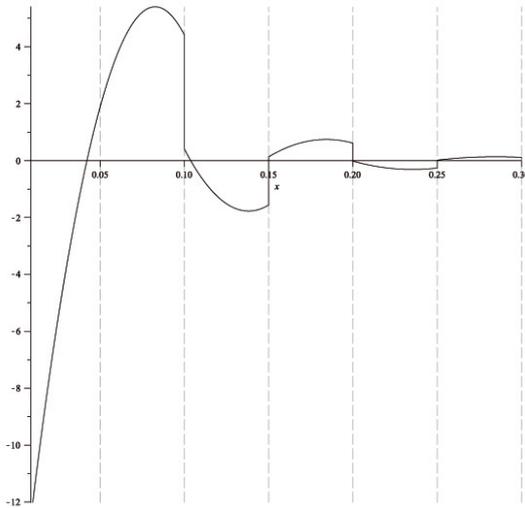


Fig. 7. The graph of the derivative v' , $t = 20$

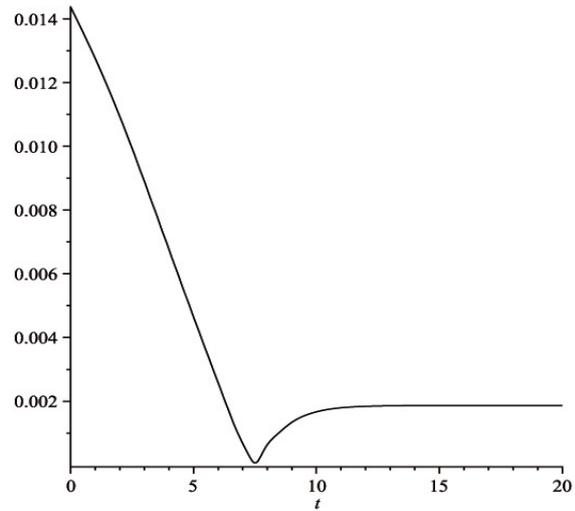


Fig. 8. L^2 -estimate of difference between invariant $\mu(x) = -\alpha \varepsilon^2 \tanh(\alpha x)$ and stabilizing multi-oscillating solution of fig. 5

In some cases the evolution of the initial profile results early and clearly *not* in an invariant solution from the list (3-7), see fig. 5 with IVBP

$$\{u(x, 0) = -\alpha \cdot \varepsilon^2 \tanh(\alpha)(2x^4 - x^2), u(0, t) = 0, u(1, t) = -\alpha \cdot \varepsilon^2 \tanh(\alpha)\}, \varepsilon = 0.05; \alpha = 50.$$

The stable graph is piecewise smooth. The effect is stable, as the final profile (solid line) here seems not to depend on wide variations of initial profile, provided boundary data is the same: identical asymptotics are obtained for $u(x, 0) = -\alpha \varepsilon^2 \tanh(\alpha)x$ or $-\alpha \cdot \varepsilon^2 \tanh(\alpha)x^2$ (note that the invariant solution with the same boundary values is $\mu(x) = -\alpha \cdot \varepsilon^2 \tanh(\alpha x)$).

The equation for the derivative $v = u'$ is $v_t = \varepsilon^2 v'' - 2v^2 - 2v'D^{-1}(v)$. The graph of derivative $u_x(x, 20)$ is presented in fig. 7. Breaks form in a very early stage of evolution in vicinity of $t = 0$.

The stabilization may be rather quick. The graph of L^2 -estimate for the difference v , $\langle v \rangle_{L^2} = \int_0^1 (u(s, t) - \mu(s))^2 ds$ is presented in fig. 8.

Calculus of variations suggests to seek such a stationary point as an extremal of the functional (16)

$$\frac{\partial}{\partial \varepsilon} \bigg|_{\varepsilon=0} \int_a^b \left((v + \varepsilon h)_x^2 - \mu_x(v + \varepsilon h)^2 \right) dx = 0.$$

It follows

$$v_{xx} + \mu_x v = 0. \tag{18}$$

It is hard to compare the numeric extremal presented on fig. 8 to solutions of (18) by numeric methods. The obstacle is that the decreasing solutions of the Burgers equation are of the form $\mu(x) = -a \tanh(a \cdot x + b)$ and the potential of the linear problem (18), $\mu_x = \text{sech}^2(ax + b)$, is numeri-

cally finite. As a result some of solutions of (18) are chaotic, at least numerically (e.g., the real part of complex solution of (18) may be both discontinuous and multi-oscillating).

The profile of solution shown in fig. 5 and 6 resemble an intermediate stage in development of a saw-tooth solution for Burgers equation on the whole line (in the latter case a final stage line segments periodically altercate with breaks, as in a real saw, see [4; 5]; under Cole-Hopf transformation it corresponds to the solution of the heat equation which describes the spreading of a periodic array of point heat sources). One more specific feature is that the length of the segment $[a, b]$ is a multiple of the saw-teeth period, see fig. 7; on a face of it the period's length coincides with a spatial step of the numerical mesh, but the mesh points may act as sources of inherent shocks. This hints how to represent such solutions analytically. An exact description of such solutions is yet to be described in detail; it will be published elsewhere.

ACKNOWLEDGEMENTS

Authors thank O.I. Morozov who acquainted them with current publications in the field of acoustic research.

REFERENCES

1. **Dubrovин B., Elaeva M.** On critical behavior in nonlinear evolutionary PDEs with small viscosity// ArXiv: 1301.7216v1math-ph., 30.01.2013, 16 p.
2. **Dubrovин B., Grava T. and Clein C.** Numerical study of breakup in generalized Korteweg de Vries and Kawahara equations// Siam J. Appl. Math, **71**: 4 (2011), p. 983–1008.
3. **Dubrovин B.** On Hamiltonian Perturbations of Hyperbolic Systems of Conservation Laws, II: Universality of Critical Behaviour// Comm. Math. Phys., **267**(2006), p. 117–139.
4. **Parker D.F.** The decay of sawtooth solutions to the Burgers equation// Proc. R. Soc. of Lond., **369** A (1980), p. 409–424.
5. **Rudenko O.V.** Nonlinear sawtooth-shaped waves// UFN:9 (1995), p. 1011–1035 (in Russian).
6. **Samokhin A.V. and Dementyev Y.I.** Symmetries of a boundary-value problem on an interval// Proc. of the Int. Geometry Center, Odessa: ONAFT, **2** (2009), p. 55–80 (in Russian).
7. **Samokhin A.V.** Evolution of initial data for Burgers equation with fixed boundary values// Sci. HeraldofMSTU-CA, **194** (2013), p. 63–70 (in Russian).

ПИЛООБРАЗНЫЕ РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЯ БЮРГЕРСА НА ИНТЕРВАЛЕ

Самохин А.В., Дементьев Ю.И.

Изучается асимптотическое поведение решений уравнения Бюргерса на конечном интервале с заданными начальными и постоянными граничными условиями. Поскольку уравнение описывает движение в диссипативной среде, начальный профиль решения эволюционирует к стационарному (инвариантному по времени) решению с теми же граничными условиями. Однако к такому результату ведут три различных пути: начальный профиль может регулярно спускаться к гладкому инвариантному решению; или через дисперсионный шок и мульти-осцилляции развивается разрыв типа Хевисайда; или асимптотическим пределом оказывается пилообразное решение с периодическими разрывами производной.

Ключевые слова: уравнение Бюргерса, начально-граничная задача, градиентная катастрофа, пилообразные решения.

ABOUT THE AUTHORS

Samokhin Alexey Vasil'yevich, born in 1947, graduated Moscow State University named after Lomonosov (1971), Sci.D. in technical sciences, professor of the Department of Higher Mathematics MSTUCA, author of 41 published scientific papers, sphere of interests - equations of mathematical physics, symmetries, conservation laws.

Dementyev Yury Igorevich, born in 1976, graduated Moscow State University named after Lomonosov (1998), Ph.D. in physical and mathematical sciences, head of the Department of Higher Mathematics of MSTUCA, author of 25 published scientific papers, sphere of interests - stability of ordinary differential equations.

Editor-in-chief

Boris Eliseev, Rector, MSTU CA.

Deputy Editor-in-chief

Vadim Vorobyev, Vice Rector for Research and Innovations, MSTU CA.

Executive Secretary

Oksana Feoktistova, Professor, Chair of Safety and Life Activities, MSTU CA.

Member of the chief editorial Board

Olga Garanina, Professor, Chair of Humanitarian and Social-Political Sciences, MSTU CA, Moscow, Russia.

Anatoly Kozlov, Professor, Chair of Technical Operation of Radio/Electronic Systems in Air Transport, MSTU CA, Moscow, Russia.

Vladimir Tchipenko, Head of Chair of Aircraft Aerodynamics, Design and Strength, MSTU CA, Moscow, Russia.

Vladimir Kalugin, Dean, Department of Special Machine Design, Bauman University, Moscow, Russia.

Dmitry Lukin, Professor, Chair of Wave Processes, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia.

Vacily Shapkin, General Director, State Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Bruno Lamiscarre, Deputy Dean, French Civil Aviation University (ENAC), France.

Franco Persiani, Director, Interdepartmental Centre of Industrial Research in Aeronautics, University of Bologna, Italy.

Damian Rivas, Professor, Department of Aerospace Engineering, University of Seville, Spain.

ББК 05
Н 34
Св. план 2014 г.

Научный Вестник МГТУ ГА
№ 204

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 Т.Н. Котиковой

Подписано в печать 16.06.14 г.

Печать офсетная
16,29 усл. печ. л.

Формат 60x90/8
Заказ № 1801/

18,0 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, 2014