

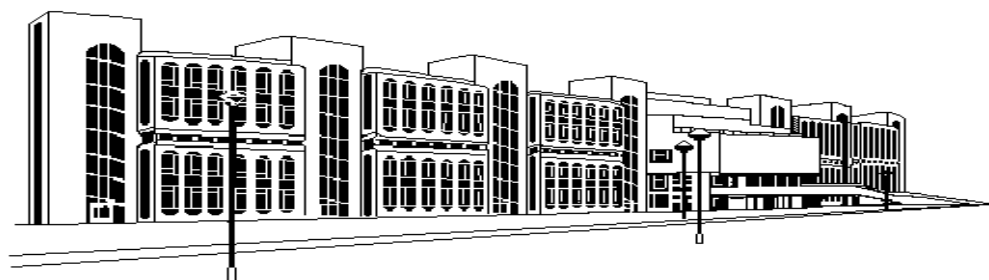


ISSN 2079-0619

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 201



**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

№ 201 (3)

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 Ламискаре (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. С.В. Кузнецов (МГТУ ГА);
- д-р техн. наук, проф. А.И. Логвин (МГТУ ГА)
- Ответственный секретарь** - д-р техн. наук, проф. С.В. Кузнецов (МГТУ ГА)
- Члены редакционной коллегии**
- канд. техн. наук, доц. Ю.П. Артёменко (МГТУ ГА);
 - д-р техн. наук, проф. В.П. Зыль (МГТУ ГА);
 - канд. техн. наук, проф. В.Д. Константинов (МГТУ ГА);
 - д-р техн. наук, проф. С.П. Халютин (МГТУ ГА)

E-mail: s.kuznetsov@mstuca.aero
uvd@mstuca.aero

тел. +7(499)458-75-39
тел. +7(499)459-04-66

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

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

№ 201 (3)

2014

СОДЕРЖАНИЕ

Логвин А.И., Старых А.В. Слежение за углом ориентации плоскости поляризации электромагнитной волны.....	5
Логвин А.И., Волков А.В. Поляризационное оценивание объектов под природными образованиями.....	8
Спиченко И.В. Выделение функционально значимого элемента среди электроэнергетического бортового оборудования.....	11
Харченко В.П., Васильев Д.В. Исследование процедуры многокритериального выбора траекторий воздушных судов при разрешении конфликтных ситуаций.....	15
Кондрашов Я.В., Фиалкина Т.С., Рябец А.П. Методы и средства измерения координат воздушных судов по временным запаздываниям сигналов в многопозиционных радиодальномерных аэронавигационно-посадочных системах.....	23
Кореванов С.В., Казин В.В. Анализ проблем эксплуатации навигационных систем беспилотных летательных аппаратов на высоких широтах.....	31
Кондрашов Я.В., Фиалкина Т.С., Рябец А.П. Моделирование аппаратно-алгоритмической структуры мобильной многопозиционной радиодальномерной навигационно-посадочной аэросистемы в её пространственных конфигурациях.....	35
Логвин А.И., Рыченков Д.Б. Совершенствование программ технического обслуживания воздушных судов при использовании методики MSG-3.....	43
Кореванов С.В., Казин В.В. Искусственные нейронные сети в задачах навигации беспилотных летательных аппаратов.....	46
Логвин А.И., Рыченков Д.Б. Особенности применения процедур MRB для радиоэлектронного оборудования воздушных судов.....	50
Логвин А.И., Рыченков Д.Б. Методы неклассической индуктивной логики для поиска причины отказов бортового радиоэлектронного оборудования.....	53
Кузнецов С.В. Математические модели процессов и систем технической эксплуатации авионики как марковские цепи.....	56

Халютин С.П., Жмуров Б.В., Старостин И.Е. Математическое моделирование электрохимических процессов в литий-ионных аккумуляторах потенциально-поточным методом...	65
Демченко А.Г. Модель канала бортовой системы электроснабжения переменного тока.....	74
Марасанов Л.О. Современные информационные технологии в работе авиационного эксплуатационного предприятия.....	86
Кузнецов С.В. Подготовка инженерно-технического персонала по технической эксплуатации воздушных судов и их систем с учетом гармонизации с международными требованиями	91
Кондалов М.В. Адаптивное отклонение носков крыла учебно-боевого самолета и его влияние на дальность и продолжительность полета.....	96

УДК 621.396.96

СЛЕЖЕНИЕ ЗА УГЛОМ ОРИЕНТАЦИИ ПЛОСКОСТИ ПОЛЯРИЗАЦИИ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ ВОЛНЫ

А.И. ЛОГВИН, А.В. СТАРЫХ

Рассматриваются варианты построения систем слежения за углом ориентации плоскополяризованной электромагнитной волны.

Ключевые слова: система слежения, плоскополяризованная электромагнитная волна, угол ориентации.

В процессе распространения плоскополяризованная электромагнитная волна может испытывать изменение угла ориентации относительно выбранной системы координат, что затрудняет прием такого сигнала или ухудшает характеристики принимаемого сигнала. Для устранения этого явления или минимизации его влияния на характеристики приемного устройства следует обеспечить непрерывное слежение за изменениями угла ориентации плоскости поляризации волны. Такие устройства слежения применяются во многих современных радиолокационных станциях, но они не всегда являются оптимальными по своим реализуемым характеристикам.

Получить оптимальную (квазиоптимальную) схему слежения за углом ориентации плоскости поляризации электромагнитной волны можно путем использования методов нелинейной марковской фильтрации, что было показано в [1]. В этой работе была принята вероятностная модель для изменения значений угла ориентации $\beta(t)$ в виде равномерного закона, т.е.

$$W(\beta) = \frac{1}{\pi}, -\pi/2 \leq \beta \leq \pi/2, \quad (1)$$

где $W(\beta)$ - плотность распределения угла ориентации.

Кроме того, при решении интегро-дифференциального уравнения нелинейной марковской фильтрации было принято предположение о нормальном виде апостериорной плотности распределения угла ориентации, т.е. было использовано так называемое гауссовское приближение в теории нелинейной марковской фильтрации [2].

Однако это достаточно упрощенный случай, не соответствующий реальным условиям эксплуатации конкретных образцов радиолокационных станций. Поэтому в данной работе мы рассмотрим более сложный случай, когда апостериорная плотность распределения вероятностей угла ориентации определяется следующим выражением, полученным в [3]

$$W(\beta) = \frac{\exp(q \cdot \cos\beta)}{\int_{-\pi/2}^{\pi/2} \exp(q \cdot \cos\beta) d\beta}, \quad (2)$$

где q – коэффициент, определяемый отношением сигнал/шум на входе устройства слежения и параметрами схемы слежения за углом ориентации.

Нетрудно видеть, что при $q=0$ $W(\beta) = \frac{1}{\pi}$, а при $q = \infty$, $W(\beta)$ трансформируется в дельта-функцию. Другими словами, в начальный момент времени плотность распределения угла ориентации рассматривается как равномерная, далее при переходе в стационарный режим работы плотность распределения угла ориентации $\beta(t)$ описывается выражением (2), и при условии устремления коэффициента q (определяемого отношением сигнал/шум) в бесконечность функция плотности распределения вероятностной $W(\beta)$ переходит в дельта-функцию.

Если посмотреть на знаменатель в формуле (2), то может показаться, что там представлена модифицированная функция Бесселя $J_0(\beta)$, однако это не так. Форма записи в знаменателе соотношения (2) была бы действительно модифицированной функцией Бесселя нулевого порядка, если бы пределы интегрирования в интеграле были бы либо от 0 до 2π , либо от $-\pi$ до π . Однако при пределах интегрирования от $-\pi/2$ до $\pi/2$ функция Бесселя не получается, а выражение в этом случае выглядит более сложно.

Анализ показал, что выражение в знаменателе соотношения (2) может быть представлено в следующем виде, если его обозначить в виде функции $L(q)$

$$L(q) = \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \exp(q \cdot \cos\beta) d\beta = \pi J_0(q) + 4 \sum_{k=2i+1}^{\infty} (-1)^i \cdot \frac{1}{k} J_k(q), i = 0, 1, 2, \dots, \quad (3)$$

где $J_0(q)$, $J_k(q)$ - модифицированные функции Бесселя нулевого и k -го порядков.

Приведем здесь несколько значений функции $L(q)$, а именно:

$$\begin{aligned} q = 0, L(q) &= \pi; \\ q = 1, L(q) &= 6,208; \\ q = 3, L(q) &= 29,937; \\ q = 10, L(q) &= 17691,463. \end{aligned}$$

Решая основное интегро-дифференциальное уравнение нелинейной марковской фильтрации, приведенное в [2], без применения гауссовского приближения, мы получим уравнение оптимальной фильтрации угла ориентации $\beta(t)$, на основе которого получаем оптимальную схему фильтрации, показанную на рис. 1.

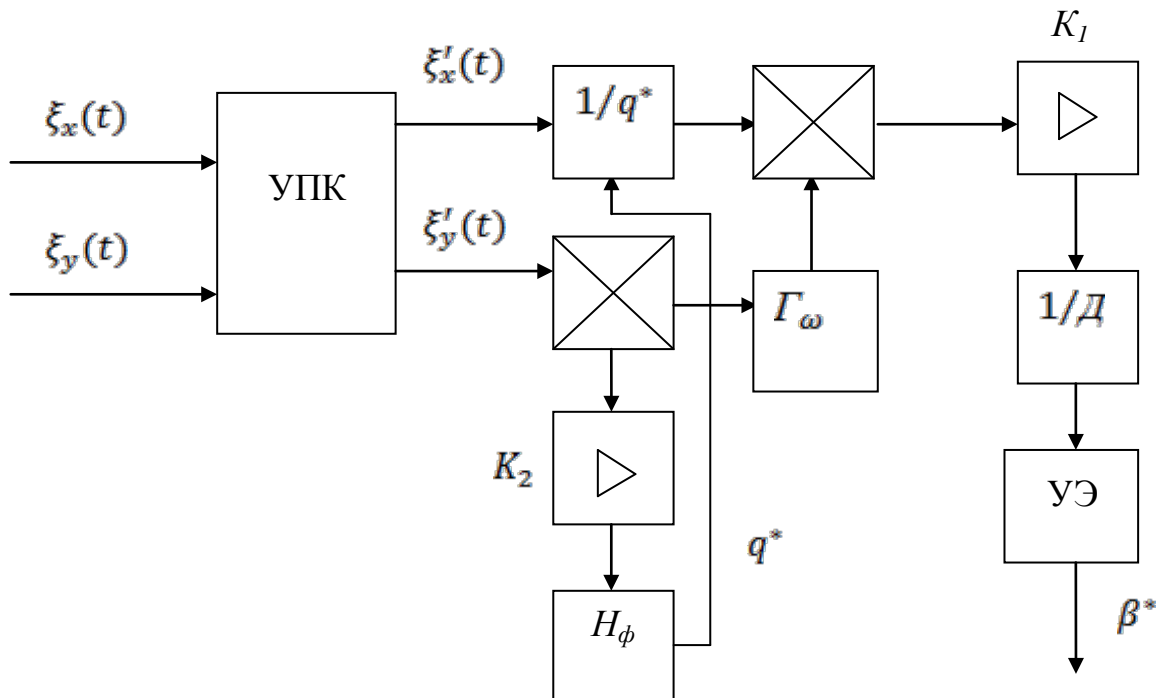


Рис. 1. Структурная схема, реализующая алгоритм оптимальной фильтрации угла ориентации $\beta(t)$

На рис. 1 приняты следующие обозначения: $\xi_x(t), \xi_y(t)$ – входные ортогональные компоненты поляризованного сигнала; УПК – устройство преобразования координат, подробно описанное в [1]; $\xi'_x(t), \xi'_y(t)$ – преобразованные ортогонально поляризованные компоненты входного сигнала; K_1, K_2 – коэффициенты усиления усилителей; УЭ – управляющий элемент; $1/D$ – оператор интегрирования; Γ_ω – опорный генератор для гетеродинамирования; H_ϕ – нелинейный фильтр, который имеет следующую передаточную функцию

$$\ell(q) = \frac{L(q)}{L(q) - L'(q)}, \quad (4)$$

где $L'(q)$ – производная от L-функции, которая может быть представлена в следующем виде

$$L'(q) = \pi J_1(q) + 2 \sum_{k=2i}^{\infty} (-1)^{i+2} \cdot \left[\frac{1}{k+1} J_k(q) + \frac{1}{k+1} J_{k+2}(q) \right].$$

Звездочки при β и q показывают оценочные значения, получаемые в процессе фильтрации.

Таким образом, реализация оптимальной схемы фильтрации угла ориентации $\beta(t)$, в отличие от квазиоптимальной схемы, приведенной в [1], требует введения нелинейного фильтра с передаточной функцией, описываемой соотношениями (4). Реализация такого фильтра в настоящее время трудностей не вызывает.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дистанционные методы исследования морских льдов / под ред. А.И. Козлова. - СПб.: Гидрометеоздат, 1993.
2. Ярлыков М.С. Применение марковской теории нелинейной фильтрации в радиотехнике. - М.: Сов. радио, 1980.
3. Logvin A.I., Kozlov A.I. Optimal Polarization Processing of Radio Signals for Remote Sensing Theory and Experimental Results. 1990 International Symposium Digest Antennas and Propagation. Dallas, USA, 1990.

TRACKING FOR ORIENTATION ANGLE POLARIZATION PLATE ELECTROMAGNETIC WAVE

Logvin A.I., Staryh A.V.

Variants construction tracking system for orientation angle plate polarization electromagnetic wave are considered.

Key words: tracking system, plate polarization electromagnetic wave, orientation angle.

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил КГУ (1966), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, заслуженный деятель науки РФ, академик Российской академии транспорта, автор более 500 научных работ, область научных интересов - техническая эксплуатация РЭО, радиолокация, системы УВД.

Старых Александр Васильевич, 1957 г.р., окончил МИИГА (1985), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, автор более 70 научных работ, область научных интересов – радиолокация, микро-волновая радиометрия.

УДК 621.396.96

ПОЛЯРИЗАЦИОННОЕ ОЦЕНИВАНИЕ ОБЪЕКТОВ ПОД ПРИРОДНЫМИ ОБРАЗОВАНИЯМИ

А.И. ЛОГВИН, А.В. ВОЛКОВ

В статье рассмотрены вопросы совместного применения поляризационной обработки сигналов и робастных алгоритмов.

Ключевые слова: поляризационная обработка сигналов, робастные алгоритмы, эффективная площадь рассеяния, поляризационные сигнатуры, четырехвектор параметров Стокса, процедура Ньютона – Рафсона, pedestal-ная высота.

Введение

Обнаружение и идентификация объектов, находящихся под лиственными и другими природными образованиями, в ряде случаев бывают весьма затруднительными, поэтому в анализ принимаемого сигнала следует вовлекать дополнительные параметры. Для идентификации состояний различных объектов и их последующей более детальной классификации широко используются РЛС с поляризационной обработкой сигнала. Кроме того, в условиях динамической неопределенности одним из самых эффективных методов обработки является использование робастных алгоритмов.

Для поляризационного анализа рассеянного сигнала можно использовать поляризационные сигнатуры, позволяющие получать дополнительную информацию об исследуемой поверхности и находящихся на ней объектах. Эти характеристики строятся в трёхмерном пространстве, и такие объёмные фигуры дают поляризационный образ зондируемого объекта. Эффективная площадь рассеяния (ЭПР) σ является функцией $(\alpha_p, \beta_p, \alpha_r, \beta_r)$, где α - угол эллиптичности; β - угол ориентации плоскости поляризации; индексы «п» и «р» - введены для падающей и рассеянной волны. Функции $\sigma(\alpha_p, \beta_p, \alpha_r, \beta_r)$ называются поляризационными сигнатурами ансамбля рассеивателей. Построение этих функций осуществляется в трехмерном пространстве, где по двум осям откладываются угол эллиптичности α и угол ориентации плоскости поляризации β , а по третьей оси откладывается значение σ^0 - нормированное значение ЭПР. Каждому зондируемому объекту будут соответствовать свои поляризационные сигнатуры. Пример такой сигнатуры показан на рисунке.

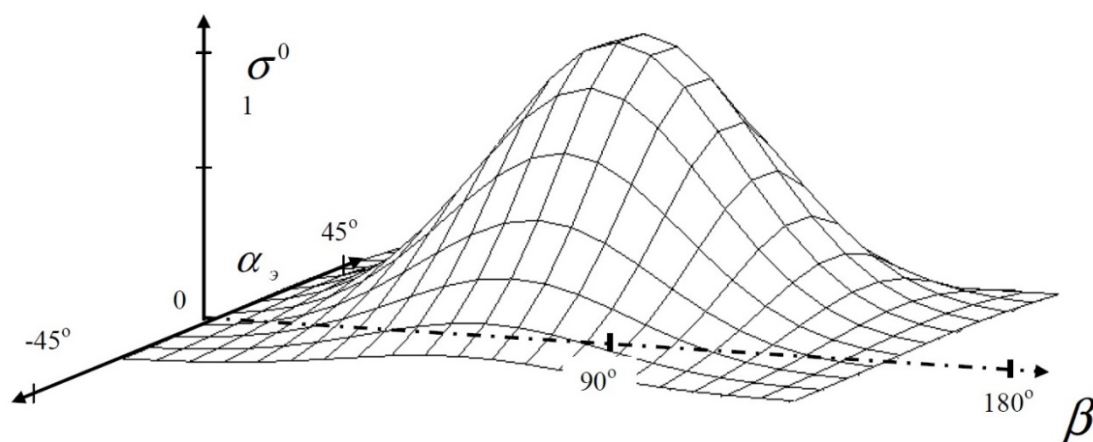


Рисунок. Трёхмерное представление поляризационных сигнатур

Помимо формы сигнатуры разных объектов также различаются высотой подошвы сигнатуры или пьедестальной высотой (ПВ). ПВ характеризует долю неполяризованного сигнала, принимает значения от 0 до 1 в относительных единицах, равна нулю для абсолютно гладких поверхностей или измеряется в абсолютных единицах – в дБ. Чем больше значение пьедестальной высоты, тем большая часть отраженного радарного сигнала неполяризована, и следовательно, тем больше доля объемного рассеяния. Поляризационные сигнатуры природных объектов в значительной степени характеризуются наличием случайных выбросов, которые в значительной степени влияют на результат оценивания. Поляризационные сигнатуры сигналов с согласованной поляризацией на излучении/приеме для лесных участков имеют характерную форму гиперболического параболоида (седла). Форма поверхности поляризационных сигнатур и высота пьедестала сигнатуры полезны для выявления характеристики и более тонкой классификации природных объектов.

На локационные характеристики объектов влияют характеристики шероховатости поверхности, наличие растительности и присутствие других соответствующих рассеивающих элементов [4]. Поэтому традиционные методы оценивания являются в ряде случаев малоэффективными. Предлагается использовать методы оценивания, учитывающие наличие «грубых ошибок» и позволяющие при этом достаточно точно определять оценки параметров. Такие методы называются робастными или устойчивыми.

И хотя построение поляризационных сигнатур основано на известном представлении параметров Стокса через геометрические параметры эллипса, на выходе большинства мониторинговых радиолокационных систем, в том числе и тех, в составе которых используются фазированные антенные решетки, получается четырехвектор – одна из форм представления поляризационного состояния волны [2]. Запись четырехвектора выглядит как

$$\vec{E}_{IV} = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4]^T, \quad (1)$$

где x_1, x_2, x_3, x_4 – компоненты четырехвектора.

Для уменьшения влияния загрязняющих выбросов эффективно использовать итерационную процедуру Ньютона – Рафсона для нормального распределения выборки, использующую в качестве начального приближения выборочную медиану

$$\hat{m}_{1i+1} = \hat{m}_{1i} - \left(\frac{\partial \ln L}{\partial m_1} \right)_{m_1} \div \left(\frac{\partial^2 \ln L}{\partial m_1^2} \right)_{m_1}, \quad (2)$$

которая для гауссовой функции правдоподобия $L(\bullet)$ имеет вид

$$\hat{m}_{1i+1} = \hat{m}_{1i} + \sum_{j=1}^n (x_j - \hat{m}_{1i}), \quad (3)$$

где $\hat{m}_{1i+1} = \text{med} \{x_j\}, j = 1, \dots, n$.

Заключение

Указанный вариант описания поляризационных составляющих сигнала не является единственным. Кроме него существует ряд известных форм представления. С другой стороны, робастные алгоритмы также могут быть описаны в различных формах. Выбор и обоснование оптимального сочетания представления поляризационного сигнала и робастного алгоритма являются важной научной задачей и требуют дальнейшего рассмотрения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Вагапов Р.Х., Гаврило В.П. и др. Дистанционные методы исследования морских льдов / под ред. А.И. Козлова. - СПб.: Гидрометеоздат, 1993.

2. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн. - М.: Радиотехника, 2005.
3. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Радиолокационная поляриметрия. Поляризационная структура радиолокационных сигналов. - М.: Радиотехника, 2007.
4. Козодеров В.В., Кондранин Т.В. Методы оценки состояния почвенно-растительного покрова по данным оптических систем дистанционного аэрокосмического зондирования. - М.: МФТИ, 2008.

POLARIZATION ESTIMATION FACILITIES UNDER NATURAL FORMATIONS

Logvin A.I., Volkov A.V.

The article discusses the use of joint polarization and robust signal processing algorithms.

Key words: polarization signal processing, robust algorithms, the effective area of scattering polarization signatures, a four Stokes parameters, the procedure of Newton - Raphson pedestal height.

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил КГУ (1966), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, заслуженный деятель науки РФ, академик Российской академии транспорта, автор более 500 научных работ, область научных интересов - техническая эксплуатация РЭО, радиолокация, системы УВД.

Волков Андрей Владимирович, 1989 г.р., окончил МАИ (2012), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – радиолокация.

УДК 629.7.052; 629.7.062.2

ВЫДЕЛЕНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНО ЗНАЧИМОГО ЭЛЕМЕНТА СРЕДИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

И.В. СПИЧЕНКО

Статья представлена доктором технических наук, профессором Логвиным А.И.

В настоящей работе рассматривается вопрос функционально значимого элемента бортового электроэнергетического оборудования.

Ключевые слова: функциональный элемент, минимальный функциональный элемент, функционально значимый элемент.

Введение

Современные подходы к организации процессов технической эксплуатации и ее составной части – технического обслуживания – направлены, прежде всего, на поддержание заданного уровня БП. В то же время техническое обслуживание (ТО) различных элементов авиационной техники (АТ) должно дифференцироваться и конкретизироваться в зависимости от условий эксплуатации и степени влияния изменения технического состояния данного конкретного элемента технической системы на уровень безопасности полетов (БП). Важное значение при этом приобретает понятие «функционально значимого элемента» (ФЗЭ), то есть взаимосвязь функционирования данного потребного элемента с безопасностью полетов. Эта взаимосвязь может быть прямой, посредственной или вообще отсутствовать. В определенных случаях функциональный отказ отдельного элемента системы электроэнергетического бортового оборудования может потребовать прекращения дальнейшего продолжения эксплуатации воздушного судна (ВС) именно из-за требований БП, а в других случаях функциональный отказ конкретного вида бортового оборудования или системы не влечет за собой каких-либо серьезных последствий. Поэтому процесс формирования плановых работ по техническому обслуживанию должен строиться в соответствии со степенью влияния конкретной системы или элемента на БП. Это, прежде всего, связано с конкретными условиями эксплуатации данного оборудования. Задача состоит в том, чтобы регламенты технического обслуживания составлялись не для всего парка изделий данного вида, а для конкретного типа изделия бортового электроэнергетического оборудования. В международной практике проведения ТО АТ в рамках программы MSG-III/IV (Maintenance Steering Group) – «Система управления ТО» – существуют попытки создания данной системы ТО, на которых можно базировать дальнейшие исследования в данной области. Основой этой системы является выявление элементов АТ, которые являются важными для технического обслуживания с точки зрения влияния их на БП и учет влияния условий эксплуатации на данные элементы бортового электроэнергетического оборудования.

Выявление функционально значимого элемента

Для выявления «функционально значимого элемента» системы бортового электроэнергетического оборудования необходимо определить сам функциональный элемент и его роль в системе ТО АТ.

Функциональный элемент (ФЭ) – часть технической системы в виде детали, узла, блока или другой сборочной единицы, которая выполняет определенные технические функции, обеспечивающие выполнение функций технической системы. Функциональные элементы имеют определенные взаимосвязи в технической системе, а их технические функции образуют ее функциональную структуру.

Функциональная система (структура) – техническая система, связывающая между собой функциональные элементы для выполнения единой технической функции.

Общая функциональная система (структура) – глобальная техническая система, состоящая из совокупности нескольких функциональных систем (подсистем), объединяющая их по признаку общей технической задачи.

Примеры:

- общая ФС – «Система электроснабжения» ATA chapter 24;
- функциональная система:
 - a) «система электроснабжения переменным током 115В 400Гц»;
 - b) «СЭС постоянным током 28В»;
 - c) «система распределения электропитания»;
 - d) «система аварийного электроснабжения»;
- функциональный элемент:
 - a) «блок управления генератором»;
 - b) «выпрямительное устройство»;
 - c) «реле»;
 - d) «провода».

Необходимо обратить внимание, что в современной системе технической эксплуатации функциональным элементом может служить даже блок оборудования, независимо от того, какой он сложности и сколько ФЭ включает в себя – он является минимальным функциональным элементом.

Минимальный функциональный элемент – это функциональный элемент, являющийся конечным в системе поиска и устранения отказа.

Таким образом, современная система ТО направлена на большую унифицированность при эксплуатации, не требующую большого числа специализированных подразделений для ТОиР АТ.

Хочу обратить внимание, что несмотря на то, что на данный момент понятие «Функционального элемента/системы» широко используется в эксплуатации и техническом обслуживании АТ, оно никак не закреплено в нормативно-правовой базе Гражданской авиации РФ.

Для повышения эффективности и экономичности системы ТО АТ будет целесообразно использование понятий «Функциональный отказ» и «Функционально значимый элемент».

Функциональный отказ – это неспособность функционального элемента или системы выполнять хотя бы одну из заданных функций либо проявление качественных признаков, характеризующих нарушения нормального функционирования объекта.

Функционально значимые элементы – важные для технического обслуживания элементы ВС, напрямую или косвенно влияющие на безопасность ВС до предельно допустимого уровня.

Степень влияния ФЗЭ электроэнергетического бортового оборудования на безопасность полетов зависит от типа элемента и степени его резервирования. Все основные функциональные элементы можно разделить по природе их действия на:

- a) механические;
- b) электромеханические;
- c) электрические;
- d) электронные;
- e) смешанного типа.

Выбор ФЗЭ, опираясь на показатели надежности АТ

Рассмотрим такой технический параметр из теории надежности, как «Наработка на отказ» либо «Наработка до отказа» в зависимости от типа изделия (восстанавливаемого либо невосстанавливаемого), характеризующий надёжность прибора, устройства или технической системы, а именно, среднюю продолжительность работы устройства между ремонтами. То есть этот

параметр показывает, какая наработка в среднем приходится на один отказ, выражаемая обычно в часах. Таким образом, согласно статистическим данным минимальное время «Наработки на отказ» у механических изделий связано с трением, усталостью материалов, температурным влиянием, погрешностями при производстве. Также сравнительно достаточно низкий показатель «наработки на отказ» у электромеханических изделий, обусловленный теми же причинами, что и у механических. Это в основном различные реле, контакторы, подвижные рамочные антенны, помпы, насосы. Электрические изделия занимают среднее положение в классификации времени «наработки на отказ» в зависимости от типа изделия и нагрузки на него. Наиболее долговечными с точки зрения безотказной работы являются электронные изделия, на которые оказывает влияние только температура.

Таким образом, можно сделать вывод о влиянии различных функциональных элементов на работу соответствующих систем, следовательно, чем больше функциональных элементов определенного вида включает в себя система, тем ее надежность будет повышаться или снижаться. Например, наибольшей надежностью будет обладать система, полностью состоящая из электронных функциональных элементов, то есть блоков и датчиков, например система управления генераторами (Generator Control System). Но несмотря на надежность системы, она является функционально значимым элементом, так как при отказе одного из компонентов данной системы необходимо остановить эксплуатацию соответствующего генератора или всей системы генерирования, так как дальнейший контроль параметров и управление будут невозможны. Таким образом, отказ любой системы контроля можно приравнять к отказу самого контролируемого функционально значимого элемента, т.е. система контроля бортового электроэнергетического оборудования является примером функционально значимой системы.

Учитывая данные о надежности, необходимо выявить наиболее функционально значимые элементы систем бортового электроэнергетического оборудования ВС, отказы которых вероятны и могут привести к снижению уровня безопасности до предельно допустимого уровня. К таким системам следует отнести все системы управления и электроснабжения ВС и смежные, а также системы жизнеобеспечения экипажа и пассажиров. Но даже в функционально значимой системе могут допускаться единичные отказы отдельных элементов, если система обладает достаточным резервированием. В западной системе технической и летной эксплуатации используется такой документ, как Minimum Equipment List (MEL), являющийся перечнем минимально допустимого оборудования для безопасного выполнения полетов. Он формируется у каждого эксплуатанта отдельно на базе Master MEL и имеет либо заданные требования, либо более высокие.

Применение ФЗО для создания конкурентоспособной системы ТО АТ

Для создания данной отечественной конкурентоспособной системы ТО на основе «ФЗЭ» недостаточно учитывать только общие (унифицированные) требования технического обслуживания ко всему парку, для улучшения эффективности ТО необходимо разделить условия эксплуатации изделий по следующим параметрам:

- a) климатические условия;
- b) частота использования;
- c) стратегическое назначение;
- d) продолжительность эксплуатации.

Учитывая все вышеперечисленные параметры, следует выбрать методы и стратегии ТО для определенного изделия или группы изделий с учетом особенностей эксплуатации. Стратегией ТО определяется принцип назначения сроков и объемов ТО изделия. В настоящее время различают стратегии ТО по наработке и по состоянию. Под методом ТО определяется правило определения предельного состояния, по достижении которого эксплуатация изделия прекращается или приостанавливается.

ЛИТЕРАТУРА

1. **MSG-3**. ATA Specification 2200. Information Standards for Aviation Maintenance. Air Transport Association. Washington DC.
2. **ГОСТ 27.002-89**. Надежность в авиационной технике. Основные понятия и определения.
3. **Воробьев В.Г., Константинов В.Д.** Надежность и техническая диагностика авиационного оборудования. - М.: МГТУ ГА, 2010.
4. **Константинов В.Д.** Методические указания к разработке раздела дипломного проектирования. - М.: МГТУ ГА, 2013.

**IDENTIFYING FUNCTIONAL CRITICAL ITEMS OF AIRCRAFT
ELECTRICAL POWER AND DISTRIBUTION SYSTEM****Spichenko I.V.**

This article discusses identifying functional critical items of aircraft electrical power and distribution system.

Key words: functional critical item, functional item, minimal functional item.

Сведения об авторе

Спиченко Игорь Валерьевич, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – техническая эксплуатация авиационного электрооборудования, надежность авиационного электрооборудования.

УДК 656.7.084:519.81(045)

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕДУРЫ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОГО ВЫБОРА ТРАЕКТОРИЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ РАЗРЕШЕНИИ КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЙ

В.П. ХАРЧЕНКО, Д.В. ВАСИЛЬЕВ

Проведено исследование процедуры многокритериального выбора бесконфликтных траекторий полета при разрешении конфликтной ситуации между воздушными судами.

Ключевые слова: безопасность полетов, многокритериальная оптимизация, конфликтная ситуация.

Введение

Современное развитие авиатранспортной системы характеризуется постоянным увеличением интенсивности полетов. В связи с этим модернизация системы организации воздушного движения в первую очередь направлена на увеличение пропускной способности. Однако в условиях высокой плотности и динамичности воздушного движения увеличивается вероятность возникновения конфликтных ситуаций между воздушными судами (ВС).

Актуальной проблемой является разработка методов поддержки принятия решений при управлении воздушным движением в условиях возникновения конфликтных ситуаций [1; 6]. Высокие требования к регулярности и экономичности полетов обуславливают необходимость учета этих показателей при выборе траекторий маневрирования ВС.

В большинстве известных оптимизационных методов разрешения конфликтных ситуаций [2-5; 7] при поиске бесконфликтных траекторий ВС учитывается один критерий оптимальности, характеризующий эффективность полета. Однако при планировании комбинированных маневров по изменению курса, скорости, высоты полета ВС для разрешения конфликта целесообразно учитывать одновременно несколько критериев оптимальности.

Таким образом, разрешение конфликтной ситуации является многокритериальной задачей принятия решений, которая заключается в выборе бесконфликтных пространственно-временных траекторий ВС с учетом нескольких критериев оптимальности, характеризующих эффективность полета, и ограничений.

Решение такой задачи целесообразно находить путем выбора оптимальной траектории маневрирования из множества парето-оптимальных бесконфликтных траекторий полета. Для сужения множества парето-оптимальных альтернатив могут применяться различные методы [10]. Метод выделения главного критерия сложен в применении в связи с трудностью определения пороговых значений для остальных критериев. Применение метода лексикографического упорядочения критериев нецелесообразно, так как во многих случаях решение находится после оптимизации по первому критерию. Поэтому предлагается использовать метод свертывания векторного критерия оптимальности, что позволяет учитывать качественную и количественную информацию о частных критериях оптимальности.

В статье исследуется процедура последовательного многокритериального выбора бесконфликтной траектории из заданного множества возможных траекторий полета при попарном разрешении конфликтных ситуаций между ВС.

Процедура многокритериального выбора траекторий маневрирования

Для осуществления многокритериального выбора траекторий маневрирования задаются альтернативы выбора, критерии оптимальности и ограничения.

Альтернативой выбора являются набор траекторий полета одного ВС, которое осуществляется маневрирование, или комбинации траекторий двух ВС, которые одновременно осуществляют маневрирование по устранению конфликта. Под маневрированием понимают изменение курса, скорости, высоты полета или их сочетание.

Множество возможных траекторий формируется с учетом различных ограничений, таких как: летно-технические характеристики ВС; правила использования воздушного пространства; запрет выполнения полетов в зонах опасных метеорологических явлений; правила разрешения конфликтных ситуаций; приоритеты самолетов; ограничения по комфортности пассажиров при маневрировании.

Все ограничения определяют множество допустимых траекторий \mathbf{D}_u , из которого необходимо выбрать бесконфликтную и оптимальную траекторию по заданным критериям. Обозначим множество возможных траекторий (комбинаций траекторий) $\mathbf{U} = \{u_j\}$, $u_j \in \mathbf{D}_u$, $j = \overline{1, n}$.

Безусловный критерий - это безопасность полетов, которая обеспечивается выдерживанием норм эшелонирования. Таким образом, критерий безопасности полетов превращается в ограничение.

Оптимизация выбора траектории маневрирования выполняется по критериям регулярности c_1 , экономичности c_2 и сложности маневрирования c_3 , которые образуют вектор критериев $\mathbf{C} = \{c_i\}$, $i = \overline{1, 3}$.

Значение критерия регулярности c_1 определяется отклонением от плана полета, значение критерия экономичности c_2 определяется расходом топлива, а значение критерия сложности маневрирования c_3 – количеством изменений профиля полета ВС.

Таким образом, задача выбора оптимальной траектории формулируется следующим образом: из множества траекторий $\mathbf{U} \in \mathbf{D}_u$ найти такую траекторию u^* , которая обеспечивает устранение конфликтной ситуации и соответствует критериям регулярности, экономичности и сложности маневрирования (минимальным отклонениям от плана полета, расходу топлива и минимальной сложности маневрирования).

Применяется следующая процедура выбора траектории маневрирования:

1. Определение множества бесконфликтных траекторий полета \mathbf{S} из множества допустимых \mathbf{U} .
2. Определение множества парето-оптимальных альтернатив (траекторий) \mathbf{P} из множества \mathbf{S} .
3. Приведение значений критериев оптимальности траекторий из множества \mathbf{P} к области допустимых значений $\mathbf{D}_c = \{c \mid c \in [0, 1]\}$ с помощью положительного линейного преобразования.
4. Выбор оптимальной траектории u^* из множества парето-оптимальных \mathbf{P} .

Сужение множества парето-оптимальных траекторий \mathbf{P} выполняется с использованием метода линейного свертывания векторного критерия оптимальности \mathbf{C} [10]. В общем виде задача выбора оптимальной траектории имеет вид

$$\min_{u \in \mathbf{P}} F(\mathbf{C}(u), \mathbf{W}) = \min_{u \in \mathbf{P}} \sum_{i=1}^3 w_i c_i(u), \quad (1)$$

где w – весовые коэффициенты, которые отображают относительную важность критериев и в совокупности образуют вектор $\mathbf{W} = \{w_i\}$, $i = \overline{1, 3}$ с областью допустимых значений \mathbf{D}_w .

Выбор оптимальной траектории u^* рассматривается как задача принятия решений в условиях неопределенности: альтернативами являются траектории $u \in \mathbf{P}$, а неопределенными состояниями – возможные значения вектора весовых коэффициентов $\mathbf{W} \in \mathbf{D}_w$.

Без учета качественной информации о критериях оптимальности область допустимых значений весовых коэффициентов определяется в предположении, что коэффициенты не могут принимать значения меньше заданного параметра $w_0 > 0$

$$\mathbf{D}_w = \left\{ \mathbf{W} \mid \sum_{i=1}^3 w_i = 1; w_i \geq w_0 > 0, i = \overline{1, 3} \right\}. \quad (2)$$

Выбор траектории u^* без учета качественной информации о критериях оптимальности предлагается выполнять с помощью минимаксного критерия [8]

$$\min_{u \in P} \max_{W \in D_w} F(C(u), W). \quad (3)$$

Выполним анализ качественной информации о критериях оптимальности для их упорядочения по важности. Регулярность полетов считается приоритетным показателем по сравнению с экономичностью. Экономичность в свою очередь имеет приоритет над сложностью маневров. Тогда критерии оптимальности можно проранжировать в порядке убывания важности

$$c_1 \succ c_2 \succ c_3.$$

Область допустимых значений весовых коэффициентов принимает вид [8]

$$D_w = \left\{ W \left| \sum_{i=1}^3 w_i = 1; w_i \geq w_{i+1}, i = \overline{1,2}; w_3 \geq w_0 > 0 \right. \right\}. \quad (4)$$

Для решения задачи выбора траектории u^* с учетом выполненного ранжирования критериев оптимальности по важности предлагается использовать критерий Гурвица [11]. Тогда экстремальная задача (1) принимает вид

$$\min_{u \in P} \left(\alpha \min_{W \in D_w} F(C(u), W) + (1 - \alpha) \max_{W \in D_w} F(C(u), W) \right), \quad (5)$$

где $\alpha \in [0,1]$ – показатель оптимизма.

Следует отметить, что экстремальные задачи $\min_{W \in D_w} F(C(u), W)$ и $\max_{W \in D_w} F(C(u), W)$ для области допустимых значений весовых коэффициентов вида (2) или (4) при заданном значении параметра w_0 , который характеризует минимально допустимую важность критериев оптимальности, являются задачами линейного программирования [8].

Компьютерное моделирование

Исследование предложенной процедуры выбора траекторий маневрирования проведено с использованием компьютерного моделирования.

Моделировалась конфликтная ситуация, возникающая между двумя ВС, которые выполняют полет с постоянной скоростью на одном эшелоне по пересекающимся трассам. Задавалось значение горизонтальной нормы эшелонирования $d_s = 20$ км.

Принималось, что для устранения конфликта маневрирует первое ВС. Второе ВС выполняет полет по плановой траектории.

Начальные параметры полета ВС и характеристики прогнозируемой конфликтной ситуации представлены в табл. 1.

Принималось, что первое ВС для устранения конфликта может изменить маршрут полета до контрольного пункта, проложив его через заданные точки пути типа Fly By (выход на следующий участок маршрута выполняется с линейным упреждением разворота). Для моделирования определено 16 таких точек. То есть ВС может выполнять полет до контрольного пункта по нескольким альтернативным маршрутам (рис. 1). При полете от одной точки пути к другой ВС может либо не изменять скорость полета, либо увеличивать или уменьшать скорость на 18 км/ч (5 м/с). Так от начальной точки 0 до точки 3 может быть построено три траектории, до точки 8 – девять траекторий, а до точки 7 – восемнадцать. Таким образом, множество возможных пространственно-временных траекторий первого ВС формируется из комбинаций возможных маневров по изменению курса и скорости полета.

Таблица 1

Параметры полета ВС и характеристики прогнозируемой конфликтной ситуации

Параметр	ВС 1	ВС 2
Курс φ , градусов	0	82
Крейсерская скорость V , км/ч	830	815
Начальные координаты $(x_0; y_0)$, км	(65; 0)	(0; 40)
Расстояние до контрольного пункта L , км	102	–
Плановое время пролета контрольного пункта t_p , с	442	–
Время полета до наибольшего сближения ВС $t_{\min 0}$, с	251	
Прогнозируемое минимальное расстояние между ВС $d_{\min 0}$, м	13245	

Моделирование траекторий полета выполнялось с использованием кинематико-энергетической модели управляемого движения самолета [9], которая учитывает динамические свойства движения, летно-технические характеристики различных типов ВС, содержащиеся в базе данных EUROCONTROL Base of Aircraft Data (BADA), и позволяет определять расход топлива. Для моделирования выбран самолет Boeing 737-800 массой 60 тонн, эшелон полета 33000 футов. Траекторное управление моделировалось для режимов стабилизации заданной скорости полета и бокового отклонения от линии пути.

Для каждой траектории определены: минимальное расстояние между ВС d_{\min} , отклонение от планового времени пролета контрольного пункта маршрута ΔT , расход топлива q и количество изменений профиля полета k .

Решалась задача выбора оптимальной траектории (3) и задача (5) для трех значений показателя оптимизации: $\alpha_1=0$ – соответствует применению минимаксного критерия; $\alpha_2=0,5$ – состояние неопределенности; $\alpha_3=1$ – максимизация. Минимальное значение весовых коэффициентов важности критериев задавалось $w_0=0,1$.

В результате моделирования многокритериального выбора траектории последовательно определены:

- множество **S** из 213 бесконфликтных траекторий полета (для которых выполняются условие выдерживания нормы эшелонирования d_s);
- множество **P** из 27 парето-оптимальных траекторий;
- значения критериев оптимальности для траекторий из множества **P**;
- оптимальные бесконфликтные траектории полета первого ВС (без учета и с учетом качественной информации о критериях оптимальности).

На рис. 2 в пространственно-временной системе координат $x \times y \times t$ изображены парето-оптимальные бесконфликтные траектории и плановая траектория полета первого ВС. Множество парето-оптимальных траекторий **P** характеризуется следующими показателями: минимальное и максимальное абсолютные отклонения от планового времени полета составляют $\Delta T_{\min}=0$ с, $\Delta T_{\max}=12,6$ с соответственно; минимальное и максимальное увеличения расхода топлива по сравнению с плановой траекторией $\Delta q_{\min}=2,4\%$, $\Delta q_{\max}=7,7\%$; максимальное и минимальное количество изменений профиля полета $k_{\min}=3$, $k_{\max}=9$.

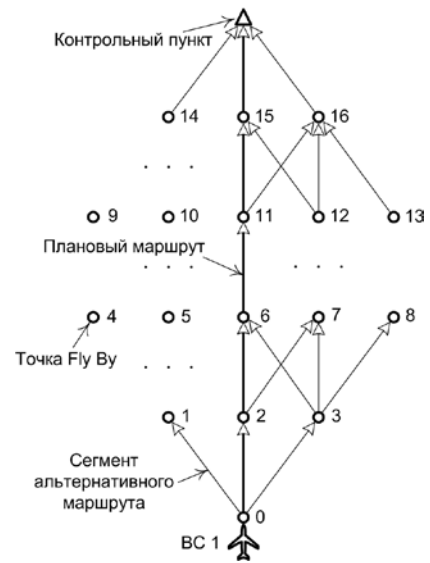


Рис. 1. Построение множества траекторий маневрирования

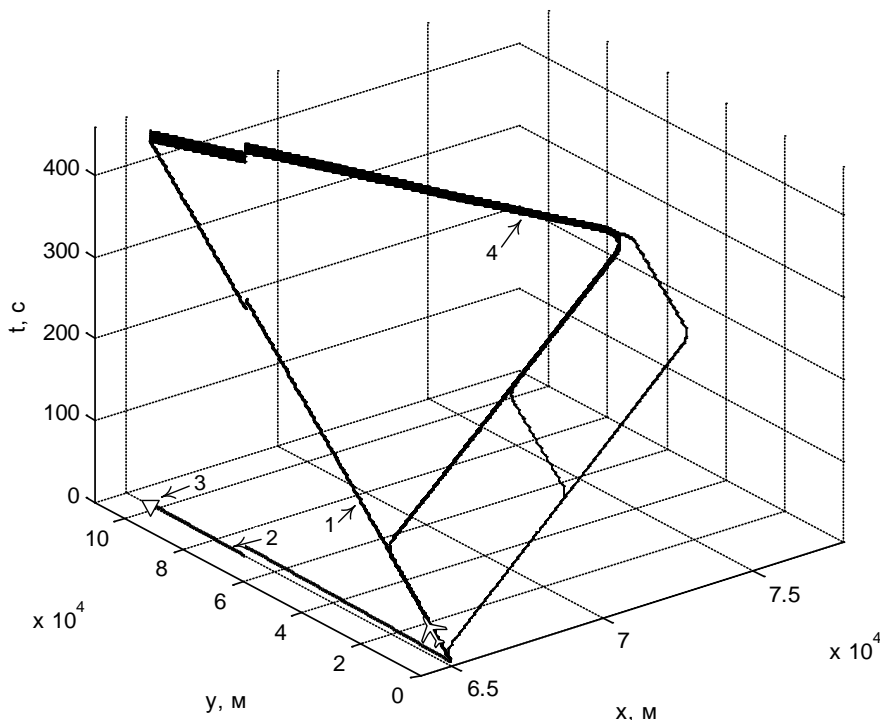


Рис. 2. Множество парето-оптимальных траекторий полета первого ВС в пространственно-временной системе координат:

- 1 – плановая траектория; 2 – плановая траектория в пространственной системе координат;
- 3 – контрольный пункт на маршруте; 4 – парето-оптимальные бесконфликтные траектории

Значения критериев оптимальности для парето-оптимальных траекторий представлены на рис. 3. Значения целевой функции $f_0 = \max_{w \in D_w} F$ для области D_w вида (2) и функции

$f_r = \alpha \min_{w \in D_w} F + (1 - \alpha) \max_{w \in D_w} F$ для области D_w вида (4) представлены на рис. 4.

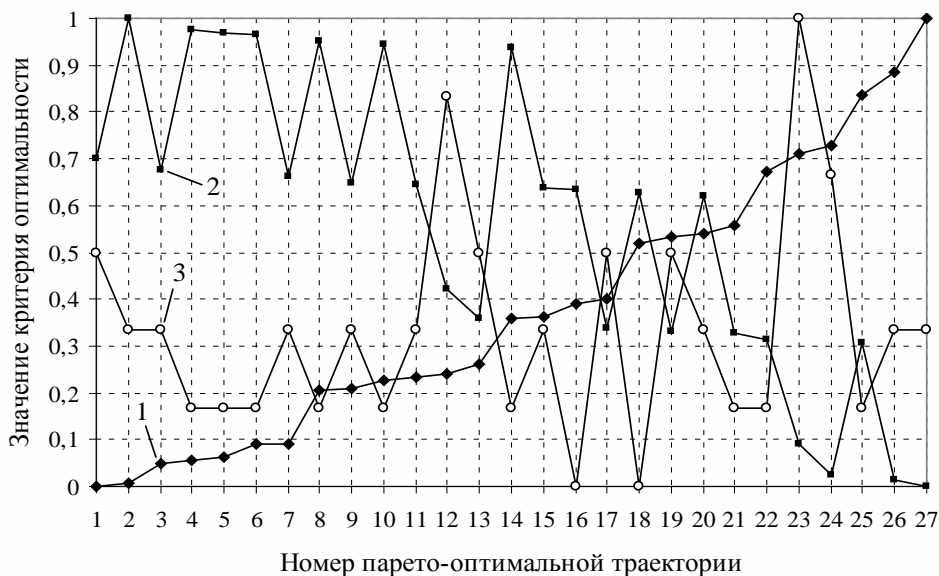


Рис. 3. Значения критериев оптимальности: 1 – критерий регулярности s_1 ; 2 – критерий экономичности s_2 ; 3 – критерий сложности маневрирования s_3

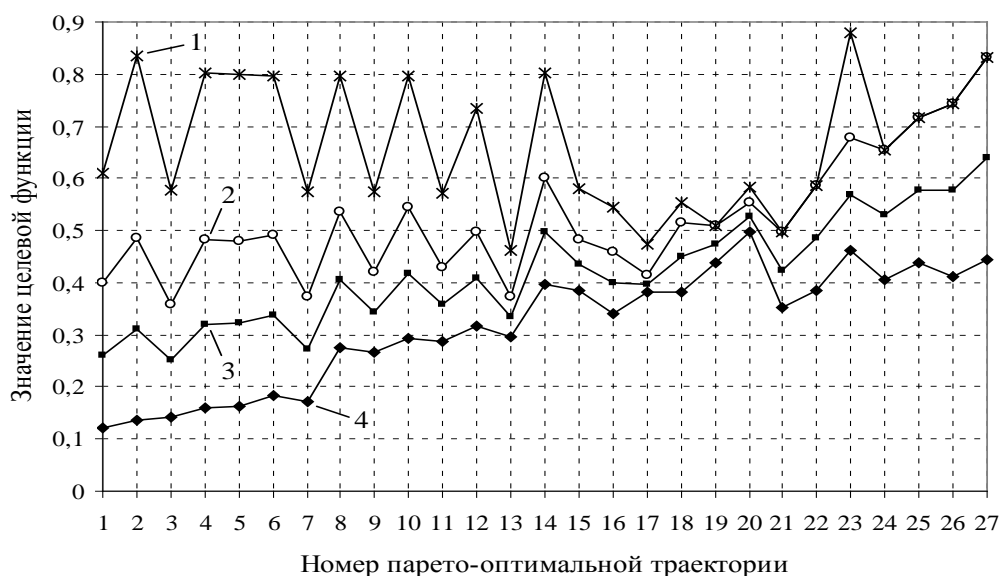


Рис. 4. Значения целевой функции:

1 – f_0 ; 2 – f_r при $\alpha_1=0$; 3 – f_r при $\alpha_2=0,5$; 4 – f_r при $\alpha_3=1$

Параметры оптимальных бесконфликтных траекторий полета первого ВС, которые выбраны по минимуму соответствующих целевых функций, приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры оптимальных бесконфликтных траекторий полета

Параметр	Без учета качественной информации о критериях	С учетом качественной информации о критериях		
		0	0,5	1
Показатель оптимизма α	–	0	0,5	1
№ парето-оптимальной траектории	13	3		1
Длина траектории L , м	105297	105270		105396
Минимальное расстояние между ВС d_{\min} , м	20906	20975		20891
Отклонение от планового времени полета Δt_p , с	3,3	-0,7		0
Дополнительный расход топлива Δq , %	4,3	5,9		6,1
Количество изменений профиля k	6	5		6

Траектория № 1 предполагает выполнение полета: от точки 0 до точки 3 (рис. 1) с увеличением скорости до 848 км/ч; до точки 8 с увеличением скорости до 866 км/ч; далее через точку 13 до точки 16 без изменения скорости; от точки 16 до контрольного пункта с уменьшением скорости до 848 км/ч.

Траектория № 3 предполагает выполнение полета: от точки 0 до точки 2 с увеличением скорости до 848 км/ч; до точки 7 с увеличением скорости до 866 км/ч; далее через точку 13 до точки 16 без изменения скорости; от точки 16 до контрольного пункта с уменьшением скорости до 848 км/ч.

Траектория № 13 предполагает выполнение полета: от точки 0 до точки 2 с увеличением скорости до 848 км/ч; до точки 7 с увеличением скорости до 866 км/ч; далее до точки 13 без изменения скорости; до точки 16 с уменьшением скорости до 848 км/ч; до контрольного пункта с уменьшением скорости до 830 км/ч.

Траектории полета, выбранные с учетом качественной информации о критериях оптимальности, графически представлены на рис. 5. На рис. 5а изображены плановые траектории полета

двух ВС, выбранная оптимальная траектория маневрирования первого ВС для значений показателя оптимизма $\alpha_1=0$ и $\alpha_2=0,5$, а также минимальные расстояния между самолетами при обнаружении $d_{\min 0}$ и устранении конфликта d_{\min} . На рис. 5б представлены аналогичные результаты для показателя оптимизма $\alpha_3=1$.

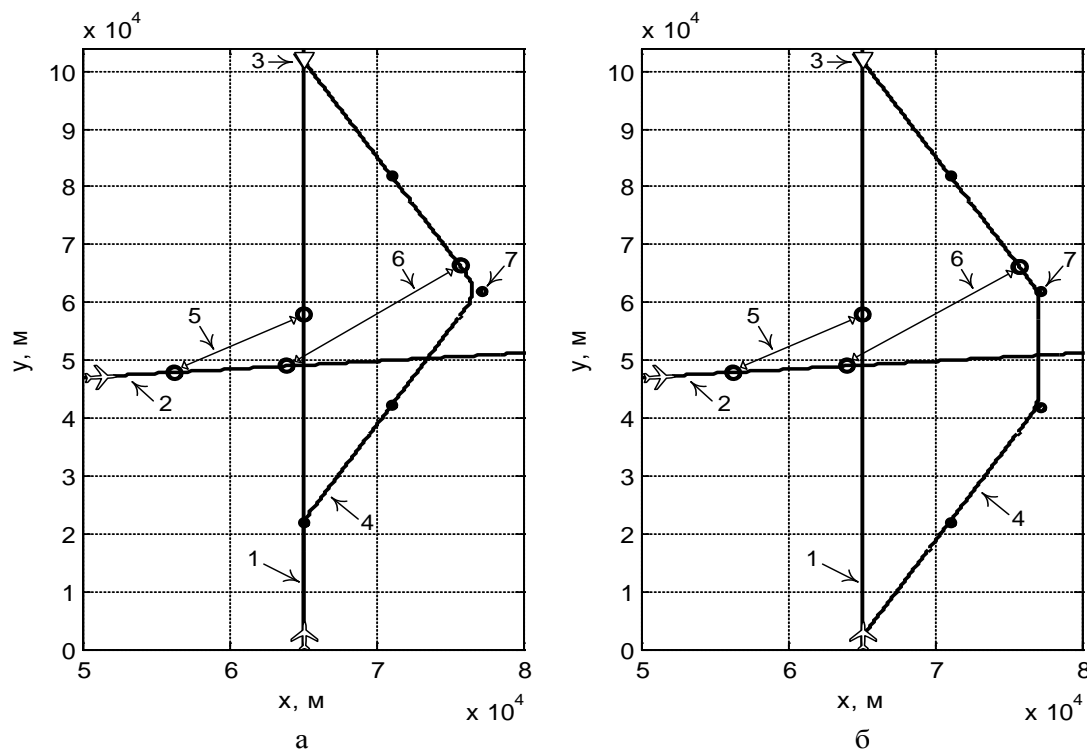


Рис. 5. Оптимальные траектории полета ВС при разрешении конфликтной ситуации: 1 – плановая траектория полета первого ВС; 2 – плановая траектория полета второго ВС; 3 – контрольный пункт; 4 – оптимальная бесконфликтная траектория первого ВС; 5 – минимальное расстояние между ВС при обнаружении конфликта; 6 – минимальное расстояние между ВС при устранении конфликта; 7 – точка пути типа Fly By

Выводы

В статье разработана процедура последовательного многокритериального выбора бесконфликтной траектории полета из заданного множества возможных траекторий маневрирования ВС при разрешении конфликтной ситуации. Выбор оптимальной траектории полета из множества парето-оптимальных альтернатив выполняется с использованием метода свертывания векторного критерия. Особенностью процедуры является то, что сужение множества парето-оптимальных траекторий рассматривается как задача принятия решений в условиях неопределенности, в которой траектории полета являются альтернативами, а значения вектора весовых коэффициентов целевой функции – неопределенными состояниями.

Исследование разработанной процедуры выполнено путем компьютерного моделирования многокритериального выбора бесконфликтной траектории полета при разрешении типовой конфликтной ситуации между ВС. Результаты моделирования свидетельствуют о целесообразности применения процедуры для удовлетворения жестких требований к регулярности и экономичности полетов.

Процедура может использоваться как при разработке новых, так и для оценки эффективности существующих оптимизационных методов разрешения конфликтных ситуаций между ВС.

ЛІТЕРАТУРА

1. Babak V., Kharchenko V., Vasylyev V. Methods of conflict probability estimation and decision making for air traffic management // Aviation. – Vilnius: Technika. – 2006. – Vol. 10, № 1. – P. 3-9.
2. Bicchi A., Pallottino L. On Optimal Cooperative Conflict Resolution for Air Traffic Management Systems // IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems. – 2000. – Vol. 1, No. 4. – P. 221-232.
3. Blin K., Bonnans J.F., Hoffman E., Zeghal K. Conflict Resolution in Presence of Uncertainty: A Case Study of Decision Making with Dynamic Programming // Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, August 2001.
4. Goodchild C., Vilaplana M.A., Elefante S. Co-operative Optimal Airborne Assurance in Free Flight Airspace // 3rd USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar, Napoli, 13-16 June 2000.
5. Hu. J., Prandini M., Sastry S. Optimal Maneuver for Multiple Aircraft Conflict Resolution: A Braid Point of View // Proc. of the 39th IEEE conf. on decision and control. – Sydney. – 2000. – Vol. 4. – P. 4164-4169.
6. Kharchenko V.P., Vasylyev V.M. Using Intelligent System for Decision Support in Air Traffic Management // The World Congress «Aviation in the XXI-st Century». – Kyiv, 2003. – P. 5.47-5.52.
7. Richards A., How J.P. Aircraft Trajectory Planning with Collision Avoidance Using Mixed Integer Linear Programming // Proceedings of the 2002 American Control Conference, May 8-10, 2002. – Vol. 3. – P. 1936-1941.
8. Васильев Д.В. Модель багатокритеріального вибору траєкторій маневрування при розв'язанні конфліктних ситуацій між літаками // Системи обробки інформації: зб. наук. праць. – Харків: ХУ ПС, 2013. - Вип. 4 (111). - С. 85 – 88.
9. Васильев Д.В., Васильев В.М. Дослідження математичної моделі руху літаків для оптимального розв'язання конфліктних ситуацій // Системи обробки інформації: зб. наук. праць. – Харків: ХУ ПС, 2012. - Вип. 7(105). - С. 55 – 59.
10. Лотов А.В., Поспелова И.И. Многокритериальные задачи принятия решений: учеб. пособие. - М.: МАКС Пресс, 2008.
11. Таха Хэмди А. Введение в исследование операций. - 6-е изд. / пер. с англ. - М.: Издательский дом «Вильямс», 2001.

ANALYSIS THE PROCEDURE OF MULTI-OBJECTIVE AIRCRAFT TRAJECTORIES SELECTION AT CONFLICT RESOLUTION

Kharchenko V.P., Vasylyev D.V.

Analysis the procedure of multi-objective selection of conflict-free trajectories at aircraft conflict resolution was performed.

Key words: flight safety, multi-objective optimization, conflict situation.

Сведения об авторах

Харченко Владимир Петрович, 1943 г.р., окончил КИИГА (1967), доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки и техники Украины, лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники, проректор по научной работе НАУ (г. Киев, Украина), заведующий кафедрой аэронавигационных систем НАУ, автор более 400 научных работ, область научных интересов – аэрокосмическая информатика, социотехнические системы, принятие решений в условиях неопределенности и риска.

Васильев Денис Владимирович, 1987 г.р., окончил НАУ (г. Киев, Украина) (2010), аспирант НАУ, автор 20 научных работ, область научных интересов – ситуационный анализ и принятие решений в системе организации воздушного движения.

УДК 621.396.933.2

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЯ КООРДИНАТ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПО ВРЕМЕННЫМ ЗАПАЗДЫВАНИЯМ СИГНАЛОВ В МНОГОПОЗИЦИОННЫХ РАДИОДАЛЬНОМЕРНЫХ АЭРОНАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНЫХ СИСТЕМАХ

Я.В. КОНДРАШОВ, Т.С. ФИАЛКИНА, А.П. РЯБЕЦ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Логвиным А.И.

Рассмотрены принципы функционирования радиодальномерных запросно-ответных систем в обеспечении навигационно-посадочных операций воздушных судов (ВС). Предложен прецизионный метод измерения временных запаздываний сигналов для определения местоположения ВС с повышенной точностью.

Ключевые слова: управление воздушным движением, бортовое оборудование.

Введение

Задачи навигации, связи и наблюдения в международной гражданской авиации решаются такими системами, как VOR (VHF Omni-directional Radio Range), всенаправленные радиомаяки, радиодальномеры DME (Distance Measuring Equipment), ILS (Instrument Landing System) и вторичные радиолокаторы.

Эти системы стандартизированы документами международной организации гражданской авиации ИКАО для использования во всем мире. Перспективными для внедрения в эксплуатацию являются системы MLS (Microwave Landing System) и DME/P. Высокий уровень безопасности сегодняшней гражданской авиации является результатом надежности этого оборудования и грамотного его использования.

Однако наличие различных систем, используемых на разных этапах полета, не может быть оптимальным решением. Каждая система оказывается бесполезной на определенном этапе, однако увеличивает массу самолета и расходует энергию. Этого не происходит, если применяется объединенная система, использующая одни и те же элементы (передатчики, приемники, антенны) для многих функций и на многих этапах полета. Таким образом, общие масса, объем, потребляемая мощность и стоимость значительно снижаются. С точки зрения надежности, однако, основные элементы должны быть зарезервированы, чтобы предотвратить выход из строя системы при отказе одного элемента. Поэтому объединенная система должна иметь такую же или даже более высокую надежность, чем традиционные системы.

Преимущества объединенной системы выявляются, в частности, там, где международное стандартное оборудование не является обязательным. Это могут быть внутригосударственные линии, а также маршруты вертолетов, выполняющих полеты к нефтяным платформам, расположенным в открытом море, и при других специальных воздушных операциях.

Радидальномерная объединенная система навигации, связи и наблюдения

Оборудование DME является очень перспективным. Его стандартные варианты DME и DME/P предполагается использовать и далее после 2015 г. Однако в большинстве применений его возможности используются лишь в небольшой степени. С помощью введения в формат сигнала дополнительных импульсов, которые закодированы определенной информацией, можно дополнить функции оборудования. Более того, дополнительная информация может быть получена из стандартного сигнала: это азимут и угол места принимаемого на земле запросного сигнала, который индицирует направление на самолет. Все эти дополнительные возможности могут быть достигнуты без потери совместимости со стандартным DME. При этом требования

к форме импульсов и радиочастотному спектру выдерживаются. Некоторые из этих дополнительных функций уже реализованы в оборудовании DLS и DAS.

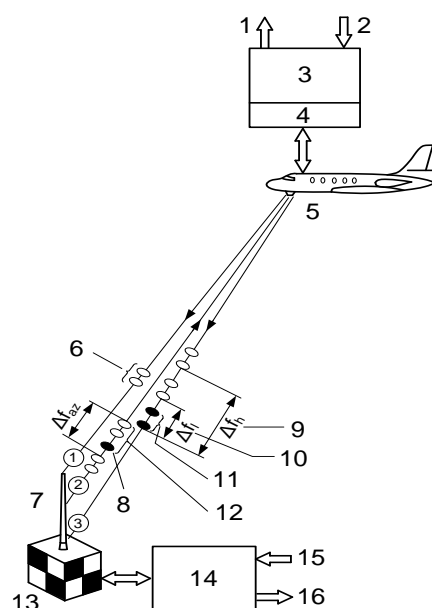
Два предлагаемых варианта объединенной системы навигации, связи и наблюдения (INCS) используют следующие элементы: сканирующий трехканальный DME (STW-DME) и трехпутный трехканальный DME (TTW-DME), представляющие собой усовершенствованные трехканальные DME (TW-DME); селективную линию передачи данных воздух-земля (A/G-SDL); селективную линию передачи данных земля-воздух (G/A-SDL) и радиовещательную линию передачи данных земля-воздух (G/A-BDL).

TW-DME представляет собой расширенный вариант стандартного DME и обеспечивает на борту и на земле информацию о наклонной дальности. Принцип действия TW-DME иллюстрирует рис. 1: 1 – наклонная дальность, азимут; 2 – высота, опознавание; 3 – оборудование трехканального DME и линий передачи данных; 4 – бортовое оборудование DME; 5 – антенна DME; 6 – запросный сигнал DME; 7 – антенна DME; 8 – маркирующий импульс; 9 – высота; 10 – опознавание; 11 – ответ бортовой аппаратуры; 12 – наземный запрос с маркированным ответом DME; 13 – наземный ответчик DME; 14 – оборудование трехканального DME и линии передачи данных; 15 – информация, получаемая на земле (азимут); 16 – опознавание, наклонная дальность, высота.

Бортовое оборудование DME посылает запросы на наземный ответчик (канал 1). Наземный ответчик передает пару ответных импульсов обратно на самолет (канал 2). Таким образом, время прохождения импульса, которое пропорционально наклонной дальности, может быть измерено на борту самолета. Это основная функция стандартного DME. В TW-DME ответная пара импульсов дополняется третьим так называемым маркерным импульсом. Одновременно на земле запускается счетчик времени. Когда бортовое оборудование принимает маркерный импульс, бортовой передатчик передает следующую пару импульсов (канал 3). После приема этой пары импульсов на наземной станции счетчик времени останавливается. Таким образом, на наземной станции получается информация о наклонной дальности. Для того чтобы различить пары импульсов каналов 1 и 3, используются интервалы между импульсами в паре. Ответный сигнал будет обеспечиваться только при стандартном, установленном ICAO интервале между импульсами канала 1, чем достигается совместимость со стандартным DME.

TW-DME использует передатчики, приемники и антенны стандартного бортового и наземного оборудования DME. Дополнительно необходимы только расширенная управляющая логика, счетчик времени и соответствующие периферийные устройства. С целью минимизации габаритов конструкции эти функции должны быть встроены в стандартное бортовое оборудование. Однако при работе с опытным оборудованием или с оборудованием невысокого качества предпочтительнее использовать дополнительные блоки.

Селективная линия передачи данных воздух-земля (A/G-SDL) предназначена для передачи информации от отдельных самолетов в наземный центр управления воздушным движением (УВД). Информация, которая должна быть передана, кодируется с помощью изменения интервала между дополнительными импульсами канала 3. Для кодирования положения пары импульсов используется ответный сигнал бортового ответчика TW-DME в качестве опорной метки времени.



После приема этой пары импульсов

Рис. 1. Принцип действия трехканального DME (TW-DME) с линиями передачи данных воздух-земля

Селективная линия передачи данных земля-воздух (G/A-SDL) предназначена для передачи информации из наземного центра УВД на отдельный самолет. По этой линии передается информация об азимуте самолета, рассчитываемая на основании сигнала от усовершенствованного оборудования DME (сканирующий трехканальный DME и трехпутный трехканальный DME). При необходимости объем передаваемой информации может быть расширен. Кодирование информации осуществляется с помощью пары дополнительных импульсов. Информацию об азимуте содержит временная задержка.

Радиовещательная линия передачи данных (G/A-BDL) обеспечивает все самолеты, обслуживаемые данным центром УВД, определенной информацией (направление и скорость ветра в аэропорту, код действующей взлетно-посадочной полосы (ВПП), статус навигационного оборудования, географические координаты наземной станции). Каждый элемент этой информации кодируется специальным словом. При использовании трех импульсов вместо двух эти импульсы могут легко идентифицироваться на самолете как элементы кодирования G/A-BDL. Любая передаваемая информация кодируется по двум направлениям: идентификация и содержание информации. Оба вида кодирования обеспечиваются положением трех импульсов.

Сканирующий трехканальный DME (STW-DME) представляет собой расширенный вариант трехканального DME, обеспечивающий полное определение местоположения самолета. Используется несколько (минимум две) наземных станций трехканального DME, расположенных на расстоянии друг от друга 10 км и более. Бортовое оборудование TW-DME перестраивается с одного частотного канала на другой, выполняя, таким образом, поочередный опрос наземных станций. Принцип действия STW-DME иллюстрирует рис. 2: 1 – первая вспомогательная станция TW-DME; 2 – вторая вспомогательная станция TW-DME; 3 – центральная наземная станция TW-DME; 4 – кабельные линии передачи данных.

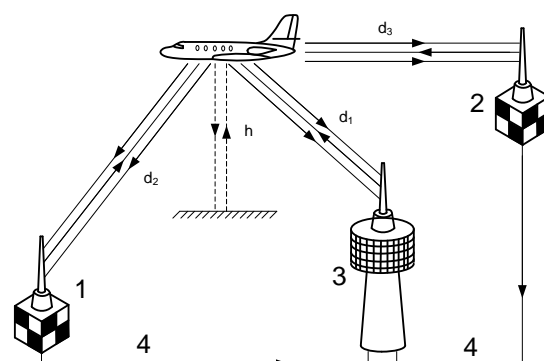


Рис. 2. Принцип действия сканирующего трехканального DME (STW-DME)

На борту замеры наклонной дальности до наземных станций могут быть обработаны бортовым вычислителем или системой оптимизации режимов полета для получения местоположения самолета также, как это осуществляется в известном сканирующем DME. Блок-схема бортового оборудования представлена на рис. 3: 1 – опознавание; 2 – барометрическая высота; 3 – сигналы управления; 4 – наклонные дальности; 5 – азимут; 6 – информация радиовещательной линии; 7 – бортовое оборудование трехканального DME и линии передачи данных; 8 – DME с режимом сканирования; 9 – система оптимизации режимов полета; 10 – индикатор.

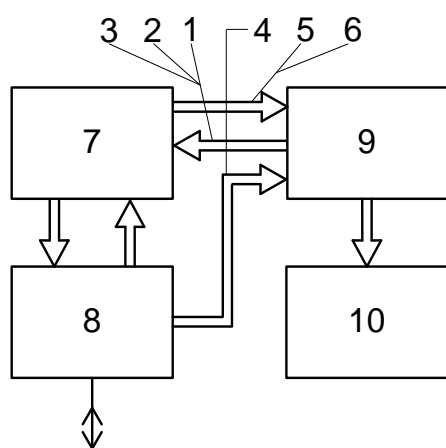


Рис. 3. Блок-схема бортового оборудования объединенной системы INCS

Высота рассчитывается на основании показаний бортового барометрического высотомера. Каждая наземная станция измеряет соответствующую наклонную дальность до самолета. Благодаря тому что в состав STW-DME входит линия передачи данных A/G-DME, на каждой наземной станции имеется информация опознавания самолета и сведения о его барометрической высоте.

Этот комплекс информации может быть передан на центральную станцию по телефонному кабелю. Здесь расчет местоположения самолета может быть выполнен таким же методом, что и на борту. Для STW-DME необходимы минимум две станции. Однако чем больше используется наземных станций,

тем выше точность рассчитываемого местоположения. С другой стороны, очевидно, что увеличение количества наземных станций увеличивает стоимость системы. При использовании только

двух станций необходимо устранять неоднозначность определения местоположения. Это возможно, если приблизительное местоположение известно из другого источника. Кроме того, точность определения местоположения будет мала в точке, близкой к базовой линии (ТТW-DME).

Трехпутный трехканальный DME (ТТW-DME) – другой усовершенствованный вариант ТW-DME предусматривает измерение наклонной дальности на земле из нескольких точек и таким образом обеспечивает полное определение местоположения самолета. Для этого используется только один канал DME. Длина базовой линии между вспомогательной наземной установкой и центральной станцией ограничивается прямой видимостью. Принцип действия ТТW-DME иллюстрирует рис. 4: 1 – первая наземная вспомогательная станция; 2 – вторая наземная вспомогательная станция; 3 – центральная наземная станция.

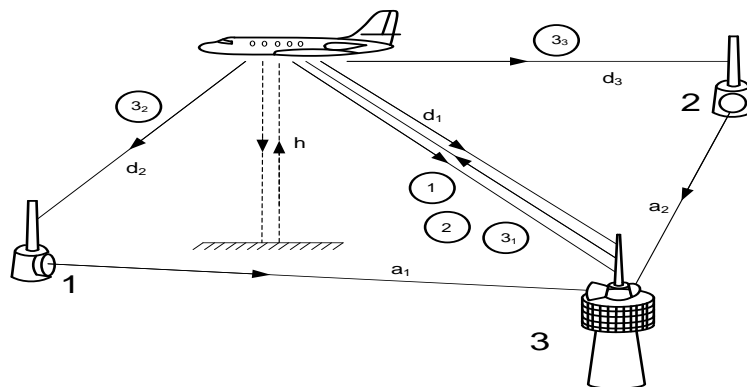


Рис. 4. Принцип действия трехпутного трехканального DME (ТТW-DME)

Самолет и центральная станция связаны между собой через ТW-DME. Каналы обозначены цифрами 1, 2 и 3. Две вспомогательные установки расположены на расстоянии a_1 и a_2 от центральной станции. Основной частью вспомогательных установок являются приемники DME, настроенные на канал 3 ТW-DME. Пара импульсов канала 3 формирует импульсы запуска на вспомогательных станциях. Эти импульсы по широкополосной радиовещательной линии передачи данных передаются на центральную станцию. Измеряется время прохождения импульсов по трем траекториям, определяются наклонные дальности самолета от всех трех наземных станций и рассчитывается его местоположение относительно центральной станции. Высота измеряется на борту и передается на землю по линии А/Г-SDL. Минимальное количество наземных станций – две: центральная и вспомогательная. При наличии трех вспомогательных станций значительно уменьшаются ошибки, обусловленные затенением наземной антенны и многопутностью распространения сигнала. В табл. 1 дается сравнение двух вариантов объединенной системы, включающей вышеописанные элементы.

Таблица 1

Характеристики вариантов объединенной системы

Характеристики	Вариант 1	Вариант 2
Состав системы	STW-DME, А/Г-SDL, G/A-BDL	ТТW-DME, А/Г-SDL, G/A-SDL, G/A-BDL
Информация, обеспечиваемая на самолете	Наклонная дальность “самолет – вспомогательная станция”	Азимут относительно центральной станции
	Наклонная дальность “самолет – центральная станция”	
Информация, обеспечиваемая на земле	Информация, передаваемая с земли по радиовещательному каналу	
	Наклонные дальности всех самолетов относительно центральной и вспомогательных наземных станций	Опознавание и барометрическая высота всех самолетов
Точность	Соответствующая точности базового DME	

Радиодальномерная мобильная (переносная) многопозиционная запросно-ответная система, унифицированная для обеспечения навигационных и посадочных операций легкомоторных воздушных судов

Одним из вариантов навигационного ориентирования ВС в районах, например, на трассах и аэродромах местных воздушных линий (МВЛ), где по тем или иным причинам применение сложного и дорогостоящего стационарного навигационного оборудования нежелательно либо невозможно, является определение местоположения (МП) по методу трех и более дальностей [2], которые измеряются от ВС до малогабаритных (переносных) радиомаяков, расположение (позиции) которых известно, в том числе в координатах ВПП. Такая мобильная радиодальномерная запросно-ответная многопозиционная система посадки (МПСП) легких летательных аппаратов (ЛА) структурированная на основе сигналообразующих технологий DME, описана в [3], где обоснованы ее параметры.

Принцип действия МПСП в режиме посадки ЛА заключается в измерении на борту ЛА дальностей $D_{1,2,3}$ до маяка-ответчика (МО) и ретрансляторов $РТ_{1,2}$ с известным их расположением на земле относительно ВПП, и последующем вычислении на борту ЛА его МП представлен на рис. 5: $РЛ_{1,2,3}$ – радиолинии; $ХН_{1,2,МО}$ – характеристики направленности наземного оборудования системы. Информация выдается пилоту в аналоговом виде, требуемом для ручного управления ЛА, и/или цифровом – для дальнейшей обработки в устройствах автоматического управления режимами полета [4].

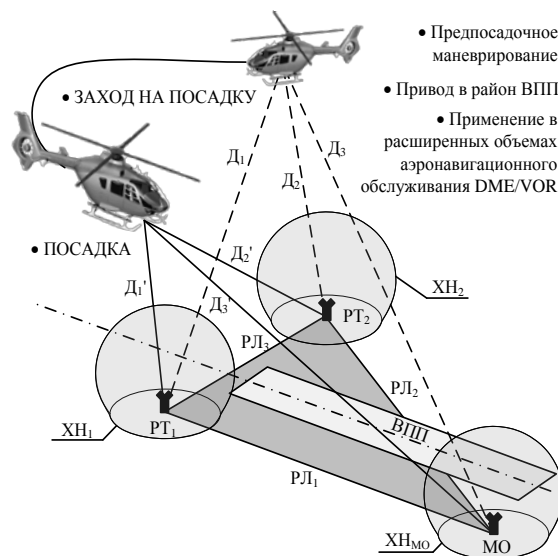


Рис. 5. Принцип действия МПСП

Параметры, характеризующие МПСП: зона действия системы в режиме привода ЛА к ВПП (на высотах до 6000 м) – 75 км по дальности и 360° по азимуту, в полете (на высотах более 6000 м) – 240 км (в соответствии с документами ICAO – DO 189).

Для систем такого функционального назначения, в том числе и для МПСП, точности определения МП ВС в режиме посадки в стандартном секторе должны быть достаточны для её выполнения по 1 категории (в соответствии с документами ICAO – RNP 0.02/40).

Индикация пилоту информации об отклонениях ВС от заданных курса и глиссады планирования (ΔK и $\Delta \Gamma$) может осуществляться курсовыми и глиссадными планками прибора навигационного планкового (например, ПНП-72-2М), который размещен на ряде ВС (например, Ан-28).

Информация о дальности (D) ВС до ВПП в режиме посадки может индицироваться прибором ИСД-1. Информация о боковом отклонении от оси ВПП (Z), продольном отклонении до торца ВПП (X), отклонениях ΔK , $\Delta \Gamma$ может быть получена в результате обработки вычислительным устройством, размещаемым на борту ВС, информация о трех наклонных дальностях (D_1 , D_2 , D_3) до наземных маяков, измеряемых штатным дальномером DME/P [5].

Для вычисления указанных параметров (координат) необходимо использовать вычислительное устройство, обладающее достаточным быстродействием и соответствующим объемом памяти. Дальномер, используемый на ВС, должен обеспечивать вычисление наклонной дальности с минимальными погрешностями [2]. Алгоритм работы системы определяет как структуру размещения маяков-ответчиков, так и состав бортового оборудования.

Погрешность определения местоположения ВС в вертикальной плоскости (на некоторых участках глиссады) в ряде ситуаций неудовлетворительна [3]. Уменьшить погрешность измере-

ния высоты полета ВС в МПСП возможно введением информации о высоте полета ВС, получаемой от штатного баровысотомера (или радиовысотомера – на малых высотах), и её обработкой в вычислительном устройстве.

Для преобразования аналогового сигнала с потенциометрического выхода баровысотомера (ВЭМ-72-3А) в цифровой в бортовое оборудование должно быть введено устройство сопряжения (УС), осуществляющее аналого-цифровое преобразование сигнала.

Управление режимами работы и программами обработки информации бортовой аппаратурой и индикация ее готовности осуществляется пультом управления (ПУ).

Схема структурная бортового оборудования приведена на рис. 6.

В состав бортового оборудования входят: DME/P – радиодальномер; ВУ – вычислительное устройство; ПУ – пульт управления; ИСД – индикатор самолетный дальности; ИСА – индикатор самолетный азимута; ПНП – прибор навигационный планковый; БВ – баровысотомер; РВ – радиовысотомер; УС – устройство сопряжения.

На рис. 6 пунктиром обведена вновь вводимая, дополнительно к штатному, часть бортового оборудования ВС системы МПСП [4].

Блок DME/P [5] предназначен для измерения наклонной дальности между ВС и каждым наземным маяком-ответчиком при программной его перестройке на частоту и временные коды "ведущего" маяка и маяков ретрансляторов. Информация о каждой измеренной дальности выдается в бортовой вычислитель 32-разрядным последовательным биполярным кодом.

Указанный состав и характеристики бортового оборудования представлены в положении автономной работы МПСП.

Для настройки, контроля и испытаний указанного бортового оборудования может применяться наземная автоматизированная система контроля, например, унифицированный эксплуатационно-ремонтный комплекс – УЭРК [6].

Прецизионный метод измерения временных запаздываний сигналов радиомаяков-ответчиков в разнесенных навигационно-посадочных аэростемах

В современных навигационно-посадочных системах, например, дальномерных, разностно-дальномерных или суммарно-дальномерных, в том числе показанных выше, при измерении временных запаздываний сигналов используются аналоговый старт-стопный метод или метод оцифровки временной шкалы, заполняющей неизвестный временной интервал. В старт-стопном методе временная шкала, заполняющая неизвестный временной интервал, образуется тактовым генератором импульсов с интервалом между ними, равным цене деления шкалы. В методе оцифровки временной шкалы временному интервалу цены деления присваивается текущий номер, который кодируется, и измерение неизвестного временного интервала сводится к сравнению кодов шкалы.

Описанный метод имеет существенный недостаток – ошибку в цену деления шкалы.

Свободным от этого недостатка является прецизионный многопозиционный метод измерения временных запаздываний сигналов, отличающийся от ранее используемых введением своеобразной системы памяти момента совпадения потенциала порога с потенциалом сигнала в начале и в конце временного интервала. Временная диаграмма, поясняющая метод, представлена на рис. 7.

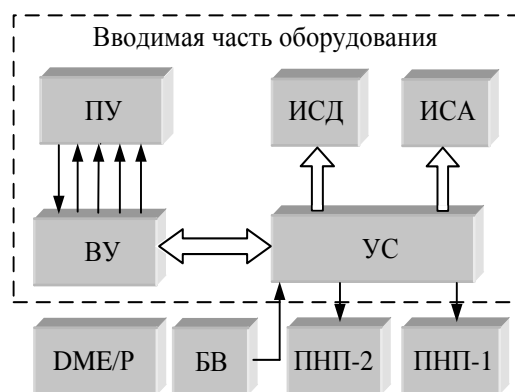


Рис. 6. Схема электрическая структурная бортового оборудования МПСП

Здесь напряжение запросного импульса (ЗИ) в процессе формирования сравнивается с напряжением порога и в момент сравнения фиксируются напряжения двух квадратурных составляющих колебания, определяющих собой вектор A (позиционную форму), повернутый на угол φ_1 . Именно в момент сравнения производится запуск счетчика тактовых интервалов. Пришедший ответный импульс (ОИ) тоже сравнивается с напряжением порога и в этот момент также фиксируется напряжение двух квадратурных составляющих колебания, определяющих собой вектор A_1 , повернутый на угол φ_2 . В это же время производится останов счетчика тактовых интервалов. В процессе дальнейшей обработки к количеству тактовых интервалов, уместившихся в интервал $\tau = t_2 - t_1$, к подсчитанному количеству интервалов цены деления шкалы $\tau = \frac{N}{2} \Delta t$ прибавляется временной интервал, равный разности фаз $\varphi_2 - \varphi_1$. Таким образом, неизвестному временному интервалу τ^* ставится в соответствие известный временной интервал $\tau = \frac{N}{2} \Delta t + (\varphi_2 - \varphi_1)$, совпадающий с ним с точностью до разности фаз.

В соответствии с этим методом было разработано устройство. Испытания устройства измерения временных интервалов показали возможность снижения ошибок цены деления шкалы до 20 – 25 см независимо от ее первоначального значения, что более чем на порядок точнее характеристик стандартных дальномеров DME [5].

Выводы

Применение устройства прецизионного измерения расстояния в уже использующихся измерителях парциальных дальностей в навигационно-посадочных системах позволит при всех прочих равных условиях повысить точность измерения координат ВС практически на порядок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Объединенная система навигации, связи и наблюдения, выполненная на базе оборудования DME // Journal of Aircraft. – 1986. – V. 23. #5, - P. 406-414.
2. А.с. 1473842. Система определения местоположения самолетов / В.И. Кондрашов, М.Д. Максименко, Б.В. Чижский, А.Г. Шульман; заявл. 03.07.87, опубл. 08.01.89 г.
3. А.с. 1566948. Радиотехническая навигационно-посадочная система с активным запросом-ответом / В.И. Кондрашов, Е.А. Никонов, Б.В. Чижский, А.Г. Шульман; заявл. 21.03.88; 22.01.90.

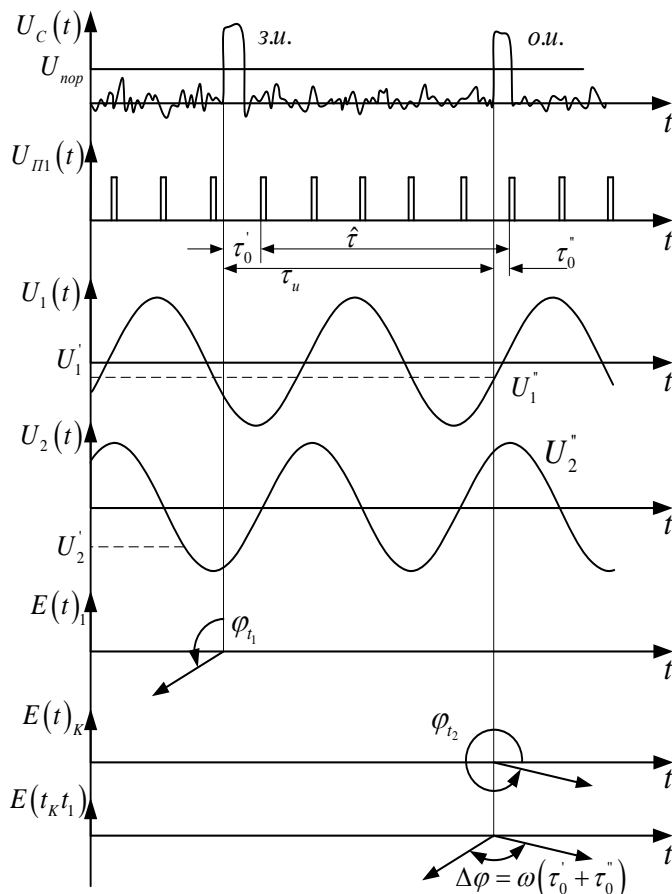


Рис. 7. Временные диаграммы метода измерения дальности: з.и. – запросный импульс; о.и. – ответный импульс

4. Кондрашов В.И., Кондрашов Я.В. Принципы и структуры мобильных, локальных, многопозиционных навигационно-посадочных систем наземного базирования // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Радиофизика и радиотехника. - 2004. - № 76. - С. 84-92.

5. Дальномер ДМЕ/Р. Руководство по технической эксплуатации (1.247.275 РЭ). - Киев: Казенное предприятие «Радиоизмеритель», 1988.

6. Кондрашов Я.В., Фиалкина Т.С., Фирсанов В.В. Анализ методов технического обслуживания и ремонта авиационного навигационно-посадочного оборудования // Арсенал-XXI. - 2007. - № 3-4. - С. 29-31.

METHODS AND MEANS OF MEASURING THE COORDINATES OF AIRCRAFTS BY TIME DELAY OF SIGNALS IN MULTIPositionING RADIO RANGEFINDING AERONAVIGATION AND LANDING SYSTEMS

Kondrashov Ya.V., Fialkina T.S., Ryabets A.P.

The principles of operation of radio range finding interrogation-reply system to provide navigational and landing operations of aircraft are considered. A precise method of measuring of time delays of signals for determining the location of aircraft with high accuracy is proposed.

Key words: ATM - Air Traffic Management, airboard equipment.

Сведения об авторах

Кондрашов Ярослав Викторович, 1970 г.р., окончил МАИ (1993), кандидат технических наук, член-корреспондент Аэрокосмической Академии Украины, главный специалист Центра информационных технологий "Инфотех", автор более 100 научных работ, область научных интересов – радиолокация, радионавигация, управление воздушным движением, сигналообразующие технологии.

Фиалкина Татьяна Станиславовна, окончила НАУ (г. Киев, Украина) (2008), аспирантка НАУ, автор 15 научных работ, область научных интересов – навигация и управление воздушным движением, авиационные компьютерно-интегрированные комплексы.

Рябец Александр Петрович, 1989 г.р., окончил НАУ (г. Киев, Украина) (2011), аспирант НАУ, автор 9 научных работ, область научных интересов – навигация и управление воздушным движением, системы автоматического управления.

УДК 629.735.33.014

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ ЭКСПЛУАТАЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ВЫСОКИХ ШИРОТАХ

С.В. КОРЕВАНОВ, В.В. КАЗИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Логвиным А.И.

В статье приведен анализ эксплуатации навигационных систем беспилотных летательных аппаратов (БЛА) на высоких широтах, рассмотрены требования к навигационному обеспечению БЛА и воздействие внешней среды на навигационное оборудование БЛА.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, высокие широты, параметры навигационных систем.

Введение

Беспилотная авиация - одно из самых динамично развивающихся направлений в авиации на сегодняшний день. К поставленным задачам гражданского сектора рынка применения БЛА относятся следующие задачи (табл. 1).

Таблица 1

Государственные	Негосударственные
<ul style="list-style-type: none"> - полиция; - пограничные войска; - контроль морских и сухопутных границ; - мониторинг нефтегазовых месторождений; - поисково-спасательные работы, МЧС; - противопожарные работы 	<ul style="list-style-type: none"> - регулярные воздушные перевозки грузов; - воздушная реклама; - патрулирование лесов; - фотосъемка; - развлекательные полеты; - подготовка летного персонала; - сельскохозяйственные работы; - охрана частных территорий

Решение обширного комплекса задач возможно путем создания соответствующих модификаций базовых БЛА. Заинтересованность в их применении для внутренних целей определяет особую роль и место таких комплексов в системе специализированной техники министерств и ведомств РФ.

В соответствии с выступлением Президента РФ на заседании Совета Безопасности «О защите национальных интересов России в Арктике» и «Основами государственной политики Российской Федерации в Арктике на период до 2020 года и дальнейшую перспективу», одним из основных направлений развития беспилотной авиации будет эксплуатация БЛА в высоких широтах.

В процессе выполнения полета, как правило, управление БЛА осуществляется автоматически, посредством бортового комплекса навигации и управления, в состав которого входят:

- приемник спутниковой навигационной системы, обеспечивающий прием навигационной информации от систем ГЛОНАСС и GPS;
- система инерциальных датчиков, обеспечивающих определение ориентации и параметров движения БЛА.

Эксплуатация БЛА на высоких широтах имеет ряд сложностей вследствие плохого навигационного обеспечения, которое связано с низким показателем доступности радиовидимости навигационных космических аппаратов, влиянием высокоширотной ионосферы, а также с инструментальной погрешностью инерциальных систем.

Факторы, влияющие на навигационные параметры БЛА, эксплуатируемых на высоких широтах

Факторы, влияющие на работу спутниковых систем навигации

Геометрический фактор

Геометрический фактор (GDOP) – термин, использующийся в области систем глобального позиционирования для параметрического взаиморасположения спутников относительно антенны приёмника. Когда спутники в области видимости находятся слишком близко друг к другу, говорят о «слабой» геометрии расположения (высокое значение GDOP), и, наоборот, при достаточной удаленности геометрию считают «сильной» (низкое значение GDOP).

На рис. 1 показаны значения позиционного геометрического фактора, из которого видно, что навигационная обстановка может ухудшаться [3], когда значение геометрического фактора достигает ≥ 6 .

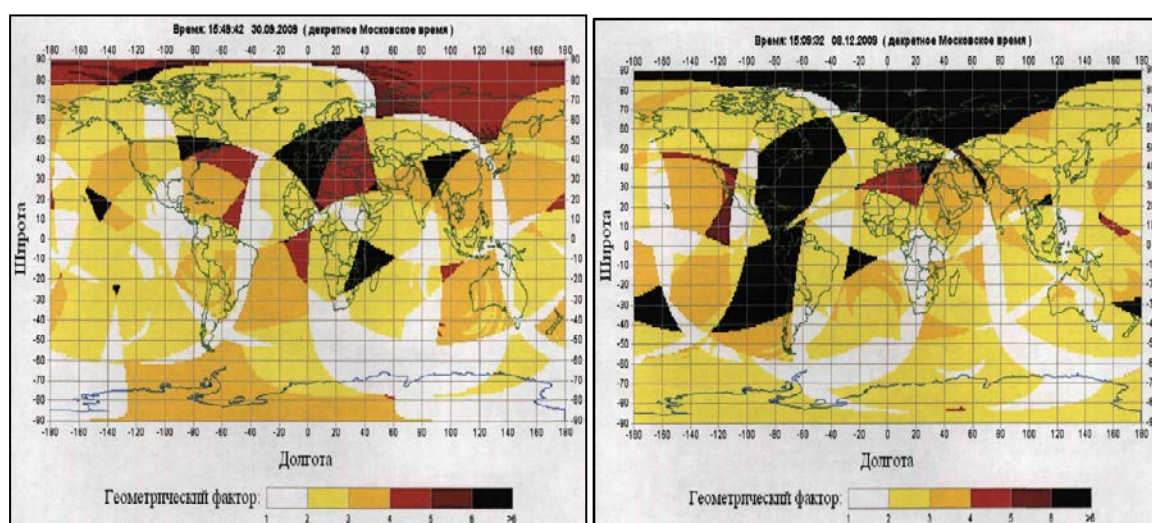


Рис. 1. Значения позиционного геометрического фактора 30 сентября 2009 года в 15:49 и 8 декабря 2009 года в 15:09 по декретному Московскому времени

Влияние условий распространения сигналов и воздействия возмущающих факторов на работу спутниковой навигационной системы (СНС) на высоких широтах

Помехи радиоприему создаются как естественным путем, так и искусственными источниками. К естественным источникам помех в высоких широтах относятся полярные сияния, внеземные источники помех и др. Искусственными источниками являются радиотехнические средства, такие как радиовещательные, радионавигационные и связные средства.

В общем случае на приемоуселительный тракт воздействуют аддитивные помехи, связанные, например, с авроральными возмущениями ионосферы.

Факторы, влияющие на навигационные параметры инерциальной системы навигации (ИНС)

Инерциальным системам присущи недостатки, которые не позволяют использовать их долгое время в автономном режиме. Измерительным элементам ИНС, прежде всего, гироскопам и акселерометрам, присущи собственные методические и инструментальные ошибки, начальные условия не могут быть введены абсолютно точно, вычислитель, входящий в состав ИНС, вносит свои погрешности. Под влиянием этих факторов ИНС работает в так называемом «возмущенном» режиме, и получаемая с нее информация будет содержать ошибки, вызванные влиянием перечисленных возмущений. Для устранения влияния этих факторов переходят к созданию комплексов, обеспечивая коррекцию ИНС.

Методы улучшения точностных характеристик навигационного оборудования БЛА

На высоких широтах велика вероятность отсутствия сигналов СНС, таким образом, актуальными и практически важными являются задача оценки координат БЛА в условиях отсутствия сигналов СНС, а также вопросы решения целевых задач в указанной ситуации.

Определение координат БЛА в подобных условиях может быть выполнено:

- с использованием дополнительного бортового и/или наземного оборудования;
- автономно с использованием штатного (целевого) оборудования на БЛА.

В качестве целевой аппаратуры на БЛА используется система наблюдения (СН), включающая в свой состав визирные устройства, вычислители.

К недостаткам использования дополнительного оборудования можно отнести снижение мобильности комплекса БЛА в целом и увеличение массогабаритных показателей БЛА. Последнее существенно влияет на дальность полета БЛА.

Использование целевого оборудования лишено подобных недостатков, но в настоящее время недостаточно проработано. Использование систем наблюдения в условиях высоких широт имеет ряд сложностей.

В системах наблюдения используются так называемые обзорно-сравнительные методы навигации. В основе подобных методов лежит поиск и сравнение отдельных фрагментов изображения подстилающей поверхности (линии, точки, площади) с некоторым эталонным представлением. В связи с тем что на высоких широтах большую площадь занимает водная поверхность, поиск и отображение подстилающей поверхности становится невозможным. Поэтому для повышения точности работы лучше всего использовать инерциальные системы навигации с корректировкой от наземных источников. Наземным источником для выдачи корректировочных координат для инерциальных систем навигации на высоких широтах может быть морское судно, передающее на БЛА сигналы коррекции.

На рис. 2 приведены моделирование полета БЛА с использованием БИНС без коррекции от наземного источника (рис. 2а) и моделирование полета БЛА с использованием корректировочных данных для БИНС от наземного источника.

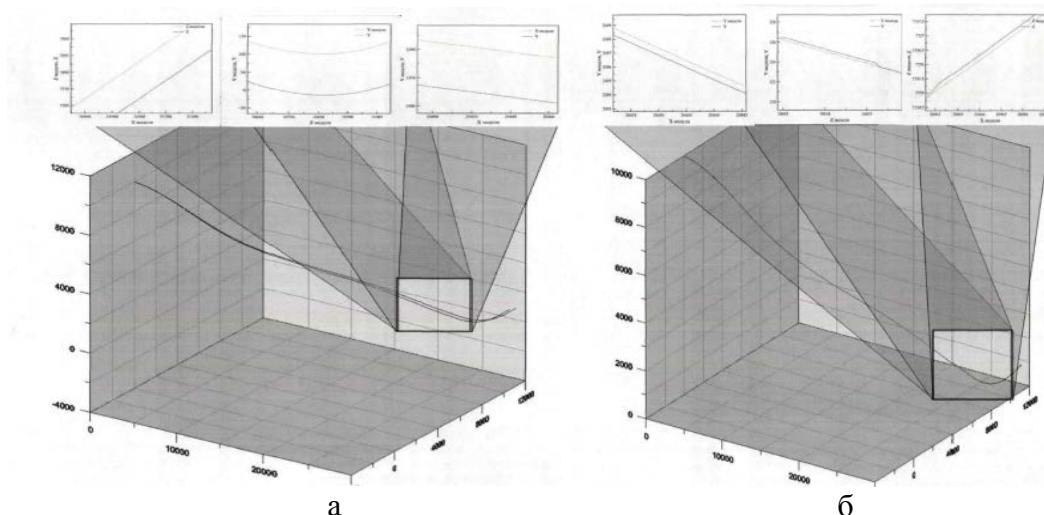


Рис. 2. Моделирование полета БЛА с использованием БИНС:

а – без коррекции; б – с коррекцией

Как видно из рис. 2а, на котором приведены модельная и расчетная траектории, характерные для 120 секунд полета планирующего объекта. Ошибка определения координат объекта через 120 секунд превышает 100 метров. Такая ошибка неприемлема для задач ориентации и

навигации большинства беспилотных объектов, поэтому целесообразно корректировать вектор скоростей БИНС информацией от наземного источника и уменьшать последствия возмущенного режима работы БИНС путем совершенствования процедуры калибровки.

На рис. 2б представлены модельная и расчетная траектории длительностью около 120 секунд, характерные для планирующего объекта. Из рисунка видно, что составляющие вектора координат не расходятся с модельными более чем на 5 метров через 120 секунд полета без улучшения процедуры калибровки. Это позволяет отнести систему к среднему классу точности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Трубников Г.В. Применение беспилотных летательных аппаратов в гражданских целях // UAV.RU. Беспилотная авиация [Электронный ресурс]. URL: http://www.uav.ru/articles/civil_uav_th.pdf.
2. Циркуляр ИКАО № 238 Беспилотные авиационные системы (БАС) 2011 г.
3. Апполонов А.А. Улучшение точностных и надежностных характеристик аппаратуры потребителей спутниковых навигационных систем в высоких широтах: дисс. ... канд. техн. наук. - М.: МАИ, 2009.
4. Легостаев В.Л. Методы алгоритмы и структура программного технического комплекса бесплатформенной инерциальной системы: дисс. ... канд. техн. наук. - М.: МАИ, 2010.

PROBLEM ANALYSIS USING NAVIGATION SYSTEMS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES AT HIGH LATITUDES

Korevanov S.V., Kazin V.V.

The article is an analysis of operation of navigation systems of unmanned aerial vehicles (UAVs) in the high latitudes, considered the requirements of navigation and security drones impact of the environment on the UAV navigation equipment.

Key words: UAV, high latitude, the parameters of navigation systems.

Сведения об авторах

Кореванов Степан Владимирович, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – навигационные системы, беспилотные летательные аппараты, нейронные сети.

Казин Виталий Викторович, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант МГТУ ГА, автор 4 научных работ, область научных интересов – эксплуатация воздушного транспорта, радиозондирование атмосферы.

УДК 621.396.933.23

МОДЕЛИРОВАНИЕ АППАРАТНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ МОБИЛЬНОЙ МНОГОПОЗИЦИОННОЙ РАДИОДАЛЬНОМЕРНОЙ НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНОЙ АЭРОСИСТЕМЫ В ЕЁ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ КОНФИГУРАЦИЯХ

Я.В. КОНДРАШОВ, Т.С. ФИАЛКИНА, А.П. РЯБЕЦ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Логвиным А.И.

В статье рассмотрена концепция структурирования радиоаппаратных, математических и алгоритмических средств в обеспечении вычислительных операций по определению местоположения воздушных судов в пространственных конфигурациях мобильной (переносной) многопозиционной радиодальномерной запросно-ответной навигационно-посадочной системы. Проведено математическое моделирование алгоритмов терминального управления движением летательных аппаратов. Представлены результаты расчетов потенциальных характеристик системы и их анализа на соответствие международным требованиям по безопасности полетов.

Ключевые слова: воздушное судно, многопозиционная система, навигация, посадка, алгоритм функционирования, структурная схема, точносные характеристики определения местоположения, бортовое оборудование.

Введение

Одним из вариантов навигационного ориентирования воздушного судна (ВС) в районах, например, на трассах и аэродромах местных воздушных линий (МВЛ), где по тем или иным причинам применение сложного и дорогостоящего стационарного навигационного оборудования нежелательно либо невозможно, является определение местоположения (МП) по методу двух, трех и более дальностей [1], которые измеряются от ВС до малогабаритных (переносных) радиомаяков, расположение (позиция) которых известно, в том числе в координатах взлетно-посадочной полосы (ВПП). Такая мобильная радиодальномерная запросно-ответная многопозиционная система посадки легких летательных аппаратов (ЛА) (МПСП), структурированная на основе сигналообразующих технологий DME (Distance Measuring Equipment), описана в [2], где обоснованы ее параметры.

Методы решения задачи навигации и посадки при наличии штатных дальномеров на борту воздушного судна и наземных радиомаяков-ответчиков DME

Для принципиальной возможности определения местоположения ВС в вертикальной и горизонтальной плоскостях, т.е. возможности посадки с помощью только дальномерной аппаратуры, необходимо измерить координаты дальности D_1, D_2, D_3 от ВС до каждого из трех территориально размещенных маяков-ответчиков в момент времени, в течение которого взаимное расположение ВС и наземного оборудования можно считать неизменным. Взаимное расположение ВС, маяков и ВПП представлено на рис. 1, где O – точка текущего расположения ВС; A, B, C – места размещения маяков 1, 2, 3; a, b, c –

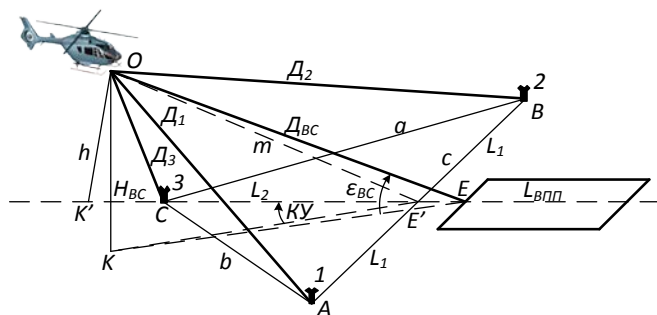


Рис. 1. Взаимное расположение ВС и наземных маяков-ответчиков

базы маяков 1, 2, 3; $EE' = L_{ЛМ}$ – расстояние от торца ВПП до базы маяков 1, 2; L_2 – расстояние от торца ВПП до ответчика 3; $AE' = E'B = L_1$ – расстояние от продолжения оси ВПП до маяков 1, 2; D_1, D_2, D_3 – наклонные дальности от ВС до ответчиков 1, 2, 3; $D_{BC}, H_{BC}, KU, \epsilon_{BC}$ – наклонная дальность, высота, курсовой угол и угол места ВС в системе координат

нат, связанной с ВПП; EK' – продолжение оси ВПП; K' – проекция точки O на продолжение оси ВПП; K – проекция точки O на плоскость, содержащую ВПП.

Как видно из рис. 1, в каждый момент времени взаимное расположение ВС и маяков-ответчиков представляет собой условную фигуру $OABC$ – трехгранную пирамиду с вершиной O в точке текущего положения ВС. Базы маяков a, b, c представляют собой известные, установленные для всех аэродромов и посадочных площадок расстояния, являющиеся основанием пирамиды. Ребра пирамиды – измеряемые значения дальностей D_1, D_2, D_3 .

Для определения местоположения ВС в вертикальной и горизонтальной плоскостях достаточно определить величины $D, КУ, Н$ (или ε) на основании измеряемых величин D_1, D_2, D_3 .

В предположении симметричного расположения ответчиков относительно продолжения оси ВПП объем указанной трехгранной пирамиды с одной стороны можно вычислить по формуле

$$V^2 = \frac{1}{288} \begin{vmatrix} 0 & b^2 & 4L_1^2 & 1 \\ b^2 & 0 & a^2 & 1 \\ 4L_1^2 & a^2 & 0 & 1 \\ D_1^2 & D_3^2 & D_2^2 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 0 \end{vmatrix} = \frac{1}{288} D_{\text{онп}}, \quad (1)$$

а с другой стороны по формуле

$$V = \frac{1}{3} S_{\Pi} H_{BC}. \quad (2)$$

В выражении (2) S_{Π} – площадь основания пирамиды, равная произведению известных для каждого типа аэродрома величин

$$S_{\Pi} = L_1 (L_2 - L_{\text{ЛМ}}) = \text{const}. \quad (3)$$

Из выражений (1), (2) и (3) можно определить H_{BC}

$$H_{BC} = \frac{3}{\sqrt{288}} \frac{\sqrt{D_{\text{онп}}}}{S} = \text{const} \sqrt{D_{\text{онп}}}. \quad (4)$$

Из треугольников $OK'E$ и $OK'C$, лежащих в плоскости, проходящей через ось ВПП и точку O , после преобразований можно получить значение дальности D_{BC}

$$D_{BC}^2 = \frac{[2(D_1^2 + D_2^2) - 4L_1^2] L_2 - L_{\text{ЛМ}} D_3^2}{4(L_2 - L_{\text{ЛМ}})} + L_{\text{ЛМ}} L_2. \quad (5)$$

По этим данным можно вычислить курсовой угол и угол места ВС:

$$КУ_{BC} = \arccos \frac{L_{\text{ЛМ}} + \frac{D_3^2 - m^2 - (L_2 - L_{\text{ЛМ}})^2}{2(L_2 - L_{\text{ЛМ}})}}{\sqrt{D_{BC}^2 - H_{BC}^2}}; \quad (6)$$

$$\varepsilon_{BC} = \arcsin \frac{H_{BC}}{D_{BC}}. \quad (7)$$

Вводя с пульта управления по выбору экипажа опорные значения координат, можно аналогичным образом вычислить:

$$\begin{aligned} КУ_{BC} - КУ_{ОП} &= \Delta КУ \rightarrow 0; \\ \varepsilon_{BC} - \varepsilon_{ОП} &= \Delta \varepsilon \rightarrow 0. \end{aligned} \quad (8)$$

Эти значения отклонений от опорных траекторий посадки также выводятся на индикаторные табло пульта управления для информации экипажу по управлению полетом ВС в соответствии с алгоритмом (8). Естественно, что навигационная задача при наличии штатных высот-

меров на борту ВС решается аналогичным образом, при этом наличия маяка-ответчика 3 и вычислений, связанных с вертикальной плоскостью, не требуется.

Блок-схема бортовой аппаратуры МПСП, взаимодействующей со стандартной дальномерной аппаратурой СД-67, СД-75 [3-4], представлена на рис. 2.

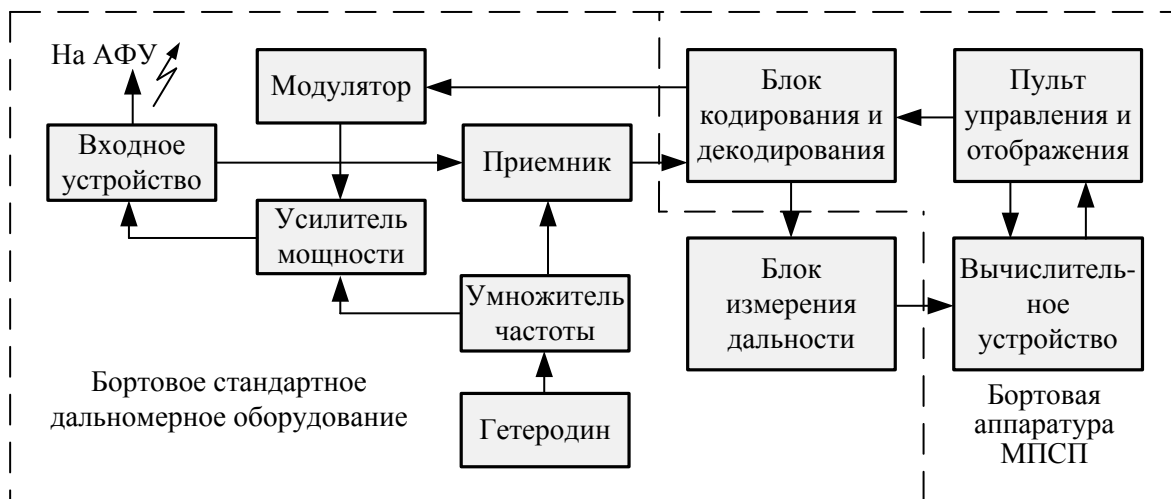


Рис. 2. Блок-схема бортовой аппаратуры МПСП, взаимодействующей со стандартным дальномерным оборудованием

Алгоритмы функционирования и навигационно-посадочная система, в целом, работают следующим образом. С пульта управления по решению экипажа ВС устанавливаются:

- номер программы установки кодовых комбинаций для канала запроса и канала ответа. Наличие нескольких программ работы бортового и наземного оборудования может использоваться как для повышения электромагнитной совместимости близкодействующих наземных средств, так и для различения аэродромов или навигационных точек. При этом номер программы установки кодовых комбинаций соответствует условному номеру аэродрома или навигационной точки, что, в свою очередь, определяется полетным заданием. Предполагается использовать 4-5 программ кодовых комбинаций;

- номер траектории посадки ВС. Математическое формирование опорных траекторий по курсу и глиссаде дает возможность выполнять их в требуемых количествах и производить их выбор по решению экипажа. Предполагается использовать 3-4 варианта траекторий по курсу и глиссаде.

После установки вышеперечисленных параметров модулятор дальномера управляет излучением передатчика в соответствии с кодом запроса. Принятый сигнал запроса дешифрируется в маяке и в соответствии с кодом ответа излучается ответный сигнал. Связь кодов запроса и ответа жесткая и никаких управляющих воздействий для маяка не требуется.

После принятия ответного сигнала бортовой аппаратурой происходит измерение дальности D_1 . После программной перестройки кодов запроса и соответственно ответа происходит измерение D_2 затем аналогично осуществляется измерение D_3 . Процесс перестройки кодов и измерения координат D_1, D_2, D_3 происходит в течение небольшого интервала времени (доли секунды), при котором взаимное положение ВС и маяков-ответчиков можно считать неизменным. Такая последовательность работы повторяется периодически, например, начиная со входа ВС в зону действия системы посадки до точки перехода на визуальный полет.

По измеренным величинам D_1, D_2, D_3 на всем этапе работы вычисляются отклонения от курса и глиссады по выражениям (1)-(8) и в виде аналоговых величин выводятся на индикаторные табло.

Навигационная задача при взаимодействии бортовой дальномерной аппаратуры с маяками-ответчиками решается подобным образом относительно маяков 1 и 2, а маяка 3 и вычислений, связанных с вертикальной плоскостью, не требуется. Возможно также использование непосредственных измерений высоты $H_{ВС}$ радиолокационными высотомерами.

Точностные характеристики МПСП

Анализ точностных характеристик системы проведем с точки зрения возможности обеспечения посадки ВС по I категории ICAO [5; 6]. При этом можно предположить, что при удовлетворении требованиям посадки по I категории навигационные задачи в смысле выдерживания норм эшелонирования будут выполнены даже с запасом по точности.

Существующие регламентирующие требования для систем посадки определяют область допустимых линейных отклонений траектории посадки ВС в горизонтальной и вертикальной плоскостях, в том числе в точке перехода на визуальный полет. В горизонтальной плоскости по I категории ICAO линейное боковое отклонение не должно превышать ± 60 м [5]. В той же точке перехода на визуальный полет требований по линейным отклонениям в вертикальной плоскости не предъявлено.

Точностные характеристики системы посадки, а именно, точность формирования радиотехнических траекторий по курсу и глиссаде, наряду с погрешностями измерителей координатной информации – радиодальномеров, радиовысотомеров, зависят от взаимного расположения ВС и маяков-ответчиков. Поэтому исследование точностных характеристик в точке перехода на визуальный полет проведено для различных вариантов размещения маяков.

Первый (“поперечный”) вариант размещения маяков относительно ВПП при оценке местоположения ВС представлен на рис. 1.

Оценка горизонтальных отклонений ВС от линии курса

В данном случае при размещении маяков-ответчиков согласно рис. 1 линейное боковое отклонение ВС от курсовой линии определяется по формуле

$$Z = \frac{D_1^2 - D_2^2}{4L_1} \tag{9}$$

Здесь величина Z является нелинейной функцией двух измеряемых случайных величин D_1 и D_2 . Следовательно, аналитическим путем найти зависимость Z от среднеквадратической ошибки измерения дальности $\sigma_{D_1} = \sigma_{D_2} = \sigma_D$ затруднительно. Поэтому оценка величины Z проведена методами статистического моделирования. Выборки случайных величин, какими являются измерения дальномера D_1 и D_2 предполагались распределенными по нормальному закону с заданными математическими ожиданиями и дисперсиями, а затем строились гистограммы величин Z . Величины максимальных отклонений $-Z_{max}$ и Z_{max} определялись из условия

$$\left| n_{[z_1, -z_{max})} + n_{(z_{max}, z_2]} - (1 - P_z) \right| \leq \varepsilon, \tag{10}$$

где $n_{[z_1, -z_{max})}, n_{(z_{max}, z_2]}$ – частоты попаданий выборок Z в соответствующие промежутки; z_1, z_2 – границы совокупности значений Z ; P_z – вероятность успешного захода на посадку. Согласно [4], данная вероятность должна быть $P_z = 0,988$; ε – точность оценки; $\varepsilon = 10^{-8}$.

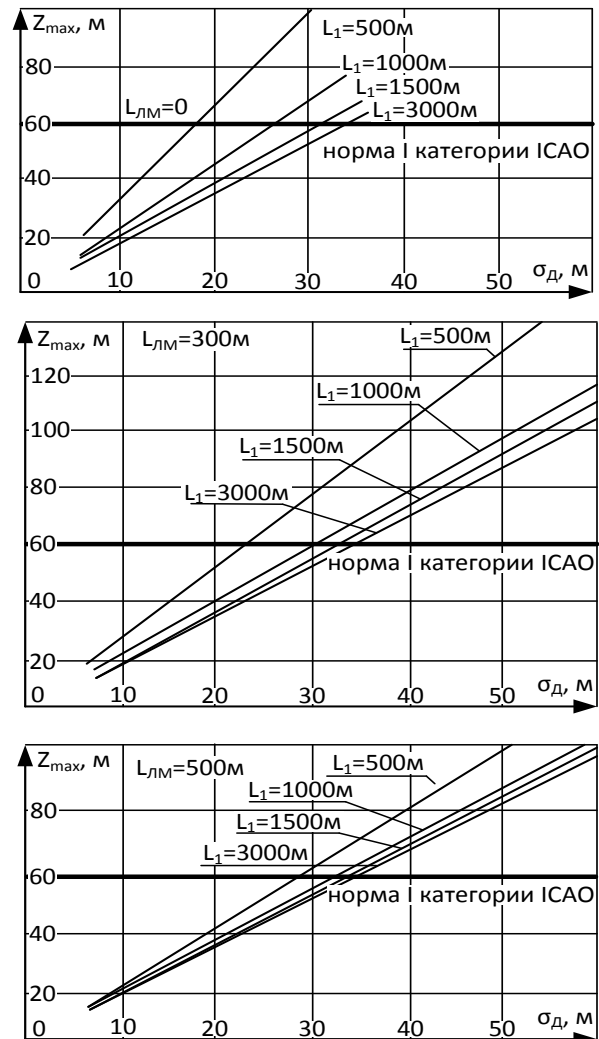


Рис. 3. Зависимость линейного бокового отклонения от среднеквадратической ошибки измерения дальности ($P_\varepsilon = 0,988$)

По алгоритму (10) были рассчитаны (рис. 3) максимальные возможные линейные боковые отклонения Z , соответствующие вероятности $P_Z = 0,988$ в точке перехода ВС на визуальный полет при различных значениях параметров $\sigma_d, L_1, L_{ЛМ}$.

Из рис. 3 следует, что при определенном размещении маяков-ответчиков можно добиться удовлетворения требований ИСАО по точности при значении $\sigma_d \leq 30$ м. Это значение среднеквадратической ошибки измерения дальности реализуется в прецизионных системах DME – DME/P, применяющихся в микроволновых системах посадки MLS (Microwave Landing System) [6].

Оценка вертикальных отклонений ВС от линии глиссады

В точке перехода на визуальный полет жесткие требования к вертикальным отклонениям не предъявляются. Считается [5], что для успешной посадки более существенны боковые отклонения ВС. Однако вертикальные отклонения также подлежат оценке.

Для размещения маяков-ответчиков соответственно рис. 1 и при наличии дальномера и высотомера на борту ВС угол места ε_{BC} определяется по формуле (7). Наклонная дальность D_{BC} определяется по формуле

$$D_{BC} = \sqrt{m^2 + L_{ЛМ}^2 + 2L_{ЛМ}\sqrt{m^2 + H_{BC}^2 + Z^2}}, \quad (11)$$

где
$$m^2 = \frac{1}{2}\sqrt{2(D_1^2 + D_2^2) - (2L_1)^2}, \quad (12)$$

а Z определяется выражением (9).

Максимальное допустимое отклонение по углу места от линии глиссады определяется по формуле

$$\Delta\varepsilon_{\max} \approx |\varepsilon_{\min} - \varepsilon_u| = |\varepsilon_{\max} - \varepsilon_u|, \quad (13)$$

где ε_u – истинное значение угла места,

$$\varepsilon_u = \frac{H_u}{\sqrt{L_{МАН}^2 + L_{ЛМ}^2 + 2L_{ЛМ}\sqrt{L_{МАН}^2 - H_{BC}^2}}}; \quad (14)$$

H_u – истинное значение высоты ВС. В точке перехода визуальный полет $H_u = 60$ м; $L_{МАН}$ – дистанция маневрирования. В точке перехода на визуальный полет $L_{МАН} = 820$ м; $\varepsilon_{\min}, \varepsilon_{\max}$ – допустимые минимальное и максимальное значения угла места при вероятности успешного захода на посадку $P_\varepsilon = 0,988$.

Поскольку угол места определяется как нелинейная функция трех измеряемых случайных величин – D_1, D_2, H , то аналитически найти плотность распределения и числовые характеристики величины ε затруднительно. Поэтому оценка ε проведена методами статистического моделирования. Выборки величин D_1, D_2, H предполагались распределенными по нормальному закону с заданными математическими ожиданиями и дисперсиями, а затем строились гистограммы величин ε . По алгоритму (10) были рассчитаны величины ε_{\min} и ε_{\max} . Максимальные отклонения $\Delta\varepsilon$, соответствующие вероятности $P_\varepsilon = 0,988$, определены для различных значений параметров $L_1, L_{ЛМ}, \sigma_d, \sigma_H$.

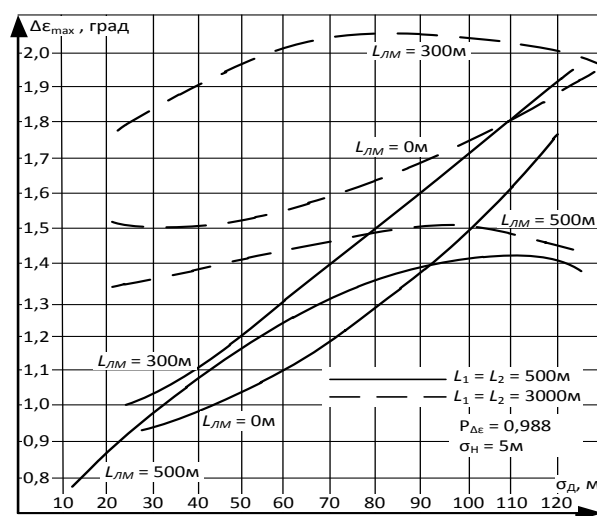


Рис. 4. Зависимость отклонений по углу места от среднеквадратической ошибки измерения дальности

Результаты представлены на рис. 4. Из рис. 4 следует, что при значениях $\sigma_D = 30\text{ м}$, $\sigma_H = 5\text{ м}$ (данные для радиовысотомера РВ 5 [4]), $L_1 = 500\text{ м}$ и $L_{ЛМ} = 0$ можно получить значение $\Delta\varepsilon = 0,9^\circ$. Это в точке перехода на визуальный полет соответствует линейному отклонению по высоте $\Delta H \approx 13\text{ м}$. Пересчитанные по линейной зависимости допустимые (по I категории) отклонения по высоте в опорной точке, на высоте 15 м , $\Delta H = \pm 3\text{ м}$ [4], в точку перехода на визуальный полет приводят к требуемой величине $\Delta H = 12\text{ м}$. Следовательно, чтобы удовлетворить требованиям I категории ИКАО по точности формирования радиотехнической траектории глиссады, необходимо предусматривать дополнительные меры по повышению указанной точности. Учитывая, что погрешности измерительных приборов – дальномера и высотомера стандартизованы, повышение точности в данном случае возможно за счет применения алгоритмов сглаживания координатной информации.

Оценка отклонений ВС от линий курса и глиссады при продольном размещении маяков

Другой (“продольный”) вариант размещения маяков относительно ВПП при оценке местоположения ВС с помощью стандартного дальномера и высотомера представлен на рис. 5.

При наличии дальномера на борту ВС, основываясь на методике и исходных данных, описанных ранее, путем статистического моделирования определены отклонения по углу места $\Delta\varepsilon$, соответствующие вероятности $P_\varepsilon = 0,988$. Результаты моделирования представлены на рис. 6.

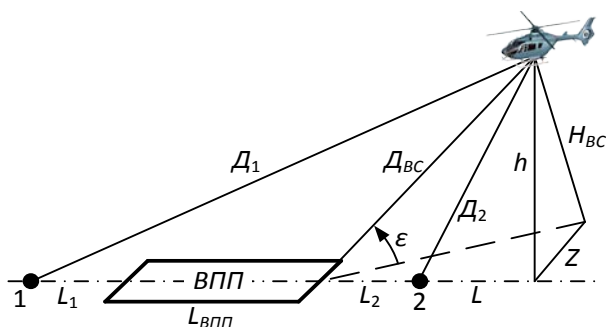


Рис. 5. Продольный вариант размещения маяков-ответчиков относительно ВПП

Из рис. 6 следует, что при тех же численных параметрах, что представлены выше: длине ВПП и определенной величине L_1 , можно получить такие же значения отклонения $\Delta\varepsilon$, как и для поперечного варианта размещения маяков-ответчиков.

Оценка вертикальных отклонений ВС от линии глиссады при наличии на борту только дальнометров ДМЕ

При наличии только дальнометра на борту ВС и трех маяков-ответчиков в районе ВПП (рис. 1) наряду с возможностью оценки местоположения ВС в горизонтальной плоскости существует возможность оценки местоположения в вертикальной плоскости.

На рис. 7 представлены результаты вычислений отклонений по высоте $\Delta H/H_{ВС}$ в соответствии с формулами (1) – (4) в зависимости от геометрии размещения маяков при $\sigma_{D1} = \sigma_{D2} = \sigma_{D3} = \sigma_D$.

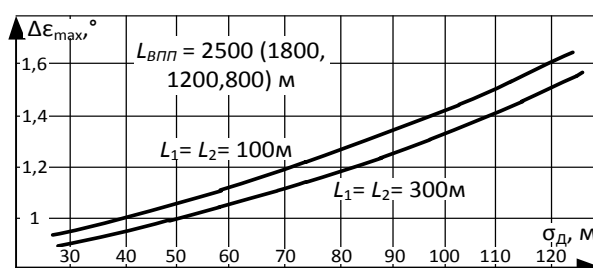


Рис. 6. Зависимость отклонений по углу места от среднеквадратической ошибки измерения дальности ($P_\varepsilon = 0,988$)

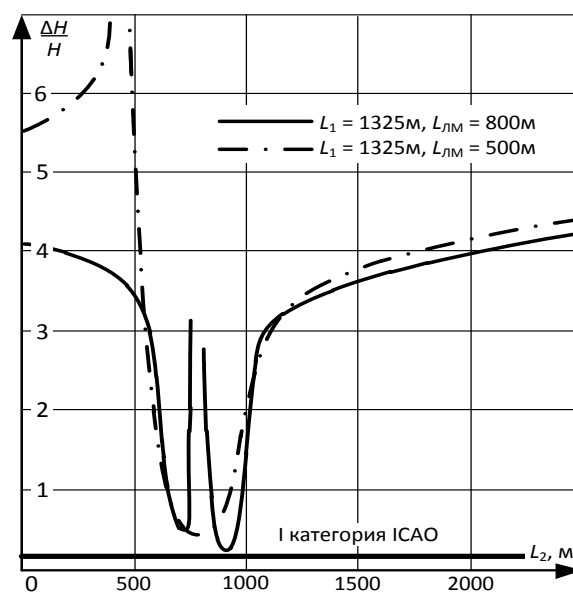


Рис. 7. Зависимость относительного отклонения по высоте от расстояния до 3-го маяка-ответчика

Из рис. 7 можно заключить, что при определенном размещении ответчиков, требованиям I категории ICAO по точности в точке перехода ВС на визуальный полет могут удовлетворить прецизионные дальномеры типа DME/P [7], у которых $\sigma_D = 30$ м.

Выводы

1. Анализ точности многопозиционной радиотехнической навигационно-посадочной системы МПСП выполнен с точки зрения возможности посадки ВС МВЛ по I категории ICAO. При этом можно предположить, что для той же самой системы точность навигации ВС в смысле выдерживания норм эшелонирования будет обеспечена с запасом.

2. Навигационно-посадочная система должна формировать радиотехнические траектории посадки с такой точностью, чтобы результирующая погрешность, обусловленная как погрешностями радиотехнических датчиков, так и погрешностью движения ВС, удовлетворяла бы требованиям I категории ICAO по линейным боковым отклонениям и отклонениям по высоте в точке перехода на визуальный полет с вероятностью не менее 0,988.

3. Для всех групп ВС МВЛ, классифицированных в зависимости от комплектации штатной бортовой аппаратурой (дальномеры, высотомеры), существует возможность выполнения требования I категории ICAO по точности посадки в точке перехода на визуальный полет.

4. Для обеспечения точности посадки необходимо, чтобы радиотехническая система производила соответствующие измерения со следующими значениями среднеквадратических ошибок:

по дальности $\sigma_D = 30$ м ($D = 820$ м);

по высоте $\sigma_H = 3-4$ м ($H = 60$ м).

Данные численные значения реализуемы при взаимодействии маяков-ответчиков со штатной бортовой аппаратурой – дальномером DME/P, высотомером РВ-5.

При наличии дальномера DME/P на борту ВС использование высотомера для определения местоположения в вертикальной плоскости необязательно.

5. На точность определения местоположения ВС в обеих плоскостях существенное влияние оказывает, в том числе, расположение маяков-ответчиков относительно ВПП. Наиболее предпочтительное – "поперечное" расположение маяков (рис. 1) со значениями:

L_{LM} – вынос маяков по направлению точки перехода на визуальный полет относительно торца ВПП ~500 м;

$2L_1$ – расстояние между 1 и 2 маяком относительно продолжения оси ВПП ~ 2×1300 м;

L_2 – расстояние от торца ВПП до 3 маяка, находящегося на продолжении оси ВПП, ~ 800 м.

Заключение

1. Радиотехническая система навигации и посадки ВС МВЛ должна проектироваться, основываясь на следующих принципах:

- ограничение введения нового бортового оборудования;
- максимальное использование (комплексирование) имеющегося штатного бортового оборудования;
- упрощенное построение наземного оборудования;
- упрощенная эксплуатация наземного оборудования.

2. Исследуемая система навигации и посадки МПСП на основе ненаправленных маяков-ответчиков, работающая в режиме "запрос-ответ" и использующая бортовые радиодальномеры и, в некоторых случаях, высотомеры, в сравнении с существующими системами [8] наиболее полно отвечает принципам построения указанных систем для ВС МВЛ.

3. При наличии штатного бортового дальномера на борту ВС основой определения местоположения ВС является автоматическое измерение дальности до каждого маяка-ответчика с последующим вычислением отклонений от выбранных с пульта управления траекторией полета. Существует возможность в этом случае вычисления местоположения ВС в вертикальной плоскости без использования радиолокационного высотомера.

4. Ориентировочный вес бортового оборудования МПСП составляет 2-3кг. Ориентировочный вес наземного маяка-ответчика МПСП составляет 15кг с автономным источником питания [9].

5. При взаимодействии маяков-ответчиков с бортовым дальномером существует возможность обеспечить формирование радиотехнической траектории посадки в горизонтальной плоскости с точностью, удовлетворяющей требованиям I категории ИКАО. Существует также возможность удовлетворить требованиям I категории посадки в вертикальной плоскости как при взаимодействии бортовой аппаратуры МПСП с радиолокационным высотомером, так и без него, с помощью измерения 3-х дальностей до 3-х наземных маяков-ответчиков. С точки зрения точности формирования радиотехнических траекторий посадки наиболее предпочтительное – "поперечное" расположение маяков-ответчиков в соответствии с рис. 1.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кондрашов В.И., Максименко М.Д., Чижский Б.В., Шульман А.Г. Система определения местоположения самолетов. Авторское свидетельство на изобретение № 1473842 от 8.01.89г., приоритет 03.07.87 г.
2. Кондрашов В.И., Никонов Е.А., Чижский Б.В., Шульман А.Г. Радиотехническая навигационно-посадочная система с активным запросом-ответом. Авторское свидетельство на изобретение №1566948 от 22.01.90г., приоритет 21.03.88г.
3. Самолетный дальномер СД-75. Руководство по технической эксплуатации. (1.247.221 РЭ), Казенное предприятие «Радиоизмеритель», г. Киев, 1980.
4. Сосновский А.А., Хаймович И.А. Авиационная радионавигация: справочник. - М., Транспорт, 1980.
5. Белгородский С.Л. Автоматизация управления посадкой самолетов. - М., Транспорт, 1971.
6. Приложение 10 ИКАО, поправка 63, с. 105L.
7. Самолетный дальномер ДМЕ/Р. Руководство по технической эксплуатации (1.247.275.РЭ), Казенное предприятие «Радиоизмеритель», г. Киев, 1988.
8. Кондрашов Я.В., Фиалкина Т.С. Информационно-системотехнический анализ приоритетности радиотехнических навигационно-посадочных средств для легкомоторной авиации // Науково-практичний інформаційний журнал «Науково-технічна інформація», Український інститут науково-технічної і економічної інформації (УкрІНТЕІ). - 2010. - № 1 (43). - С. 45-50.
9. Кондрашов Я.В., Фиалкина Т.С. Эксплуатационные характеристики мобильной многопозиционной радиодальномерной системы посадки летательных аппаратов // Збірник наукових праць «Проблеми інформатизації та управління», Національний авіаційний університет, № 4 (22), Київ, 2007, с. 75-81.

MODELING OF HARDWARE AND ALGORITHMIC STRUCTURE OF MOBILE MULTIPOSITIONING RADIO RANGEFINDING NAVIGATION AND LANDING AEROSYSTEM IN ITS SPATIAL CONFIGURATION

Kondrashov Ya.V., Fialkina T.S., Ryabets A.P.

The concept of structuring of radio equipment, mathematical and algorithmic tools to provide computing operations for determining the location of aircraft in spatial configuration of mobile (portable) multipositioning radio ranging interrogation-reply navigation and landing system is considered in this article. The mathematical modeling of algorithms of aircraft traffic terminal control is carried out. The results of calculations of potential system performance and its analysis for compliance with international safety requirements are represented.

Key words:

Сведения об авторах

Кондрашов Ярослав Викторович, 1970 г.р., окончил МАИ (1993), кандидат технических наук, член-корреспондент Аэрокосмической Академии Украины, главный специалист Центра информационных технологий "Инфотех", г. Москва, автор более 100 научных работ, область научных интересов – радиолокация, радионавигация, управление воздушным движением, сигналообразующие технологии.

Фиалкина Татьяна Станиславовна, 1987 г.р., окончила НАУ (Киев) (2008), аспирантка НАУ, автор 15 научных работ, область научных интересов – навигация и управление воздушным движением, авиационные компьютерно-интегрированные комплексы.

Рябец Александр Петрович, 1989 г.р., окончил НАУ (Киев) (2011), аспирант НАУ, автор 9 научных работ, область научных интересов – навигация и управление воздушным движением, системы автоматического управления.

УДК 629.7: 621.396

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОГРАММ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ МЕТОДИКИ MSG-3

А.И. ЛОГВИН, Д.Б. РЫЧЕНКОВ

В статье рассматриваются новые подходы по повышению эффективности методики MSG-3, основанные на учете внешних факторов.

Ключевые слова: техническое обслуживание ВС, радиоэлектронное оборудование.

Введение

Современная гражданская авиация характеризуется увеличением интенсивности воздушно-го движения и повышением требований к обеспечению безопасности полёта. Поддержание заданного уровня безопасности полётов, определённого документами ИКАО, зависит от многих факторов. Одним из главных является фактор, связанный с техническим обслуживанием радиоэлектронного оборудования (РЭО). Техническое обслуживание (ТО) существенно влияет на безопасность полётов. Поэтому выбор методов и концепций технического обслуживания РЭО представляет собой серьёзную научно-техническую задачу.

Существует ряд работ, описывающих методику MSG-3 [3; 4] для разработки программ ТО функциональных систем и конструкции воздушных судов (ВС). Однако результаты данных работ не могут быть применены для ТО РЭО. Опыт эксплуатации показал то, что ТО РЭО должно учитывать особенность данного оборудования, связанную с влиянием внешних факторов (климатических, погодных и факторов, зависящих от широты полёта).

1. Суть методики MSG-3

ТО заключается в выполнении задач (процедур), проводимых на ВС, с целью поддержания его летной годности. Формирование этих процедур осуществляется на основании анализа отказов функциональных систем самолета. На сегодняшний день существует множество методик, позволяющих провести подобного рода анализ. Одной из них является методика MSG-3, применяемая на большинстве ВС зарубежного производства [2]. Суть данной методики заключается в проведении анализа компонента всех бортовых систем и выявлении элементов РЭО, которые являются важными для технического обслуживания с точки зрения влияния их функционального отказа на БП. Перечень элементов системы в свою очередь включает в себя два типа элементов:

- функционально значимые элементы (ФЗЭ);
- особо важные элементы конструкции.

Анализ проводится по четырем основным направлениям:

- анализ системы;
- анализ структуры;
- зонный анализ;
- анализ защиты от полей высокой интенсивности.

Анализ заключается в изучении влияния отказа данного компонента на безопасность полета, экономическую эффективность или удобство эксплуатации.

2. Разработка программ технического обслуживания с использованием методики MSG-3

Данная методика создается рабочими группами, состоящими из представителей разработчиков РЭО, авиакомпаний, сертификационных центров и с участием консультантов совета по рассмотрению планового ТО в соответствии с рекомендациями и нормативными документами. Результатом их работы является создание документа, содержащего только начальные минимальные требования к плановому техническому обслуживанию ТО ВС.

Периодичность плановых работ по ТО устанавливается таким образом, чтобы минимизировать естественное ухудшение заложенного в конструкцию уровня безопасности и надежности ВС, его систем и элементов, не допуская выхода уровня лётной годности ВС за пределы, установленные нормами лётной годности. Периодичность планового ТО устанавливается в тех единицах наработки (часах налёта, лётных циклах, календарном периоде), которые наилучшим образом определяют физическую природу воздействия режимов эксплуатации на техническое состояние функциональных систем и конструкции ВС. Важным при определении периодичности ТО является выбор расчетных режимов эксплуатации [1]. В обоснованных случаях имеет смысл установить периодичность и в часах налёта (наработки), и в виде календарного периода (сутки, месяцы, годы) в зависимости от того, что наступит раньше. Для каждой работы по ТО должен быть выбран максимально допустимый интервал, на который может отклоняться значение периодичности её выполнения от целевой базовой периодичности. Все расчетные параметры (часы налёта, лётные циклы, календарный период) должны быть приведены к расчетному среднегодовому налёту.

При ТО ВС их узлы и агрегаты подвергаются воздействию различных факторов, которые по разному влияют на их техническое состояние. Факторы, влияющие на изменение технического состояния, можно разделить на две группы:

- конструктивно-производственные факторы, определяющие начальные факторы объектов;
- эксплуатационные факторы, определяющие изменение технического состояния в процессе эксплуатации.

При выполнении процедур обслуживания РЭО авиакомпании в основном сталкиваются с эксплуатационными факторами, которые могут быть как субъективными (связаны с воздействием обслуживающего персонала), так и объективными. К объективным факторам относятся условия работы объектов, температурные режимы, воздействие окружающей среды (температура, влажность, давление). Влияние эксплуатационных факторов проявляется в виде отклонения от номинала их параметров, вследствие износа и старения деталей.

3. Методы совершенствования программ технического обслуживания на примере радиоэлектронного оборудования

Главной целью методики MSG-3 является создание перечня исходных плановых работ. Данный перечень становится основой для формирования первичного варианта требований к ТО РЭО в каждой авиакомпании, однако существует проблема адаптации исходных требований по плановому обслуживанию к реальным условиям эксплуатации или внешней среды, характерных для конкретного эксплуатанта [5].

С учетом внешней среды могут потребоваться изменения в первоначальной программе. После накопленного опыта авиакомпании могут вносить дополнительные корректировки исходной методики ТО. Однако такое утверждение справедливо для ВС, находящихся довольно длительное время в эксплуатации.

Оптимальная методика ТО, учитывающая внешние факторы, предполагает несколько этапов. Вначале допускается, что методика ТО не учитывает технические состояния конкретного ВС. Значение целевой функции в данном случае будет определять качество исходной методики. Затем рассматривается методика, частично учитывающая техническое состояние конкретных

функциональных систем ВС, и находится значение новой целевой функции. После чего необходимо сравнить значение получившихся функций и выбрать наиболее предпочтительную.

Далее, используя наиболее предпочтительную методику, определяем новую, которая уже полностью учитывает технические состояния объектов. Если эта методика предпочтительнее остальных, то она и является оптимальной.

ЛИТЕРАТУРА

1. Смирнов Н.Н., Ицкович А.А. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию. - М.: Транспорт, 1987.
2. MSG-3. ATA Specification 2200, Information Standards for Aviation Maintenance. The Air Transport Association. Washington, DC, 2010.
3. Акопян К.Э. Применение методики MSG-3 при разработке программ технического обслуживания и ремонта отечественных воздушных судов: дисс. ... канд. техн. наук. - М., 2010.
4. Аверьянов А.Б. Оценки коррозионной стойкости и выбор осмотра элементов конструкции при MSG-3 анализе // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2008. - №134. - С. 114 – 116.
5. Логвин А.И., Еремин А.В. Формирование плановых работ по техническому обслуживанию РЭО // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2006. - № 100. - С. 60 – 62.

TECHNICAL IMPROVEMENT PROGRAM MAINTENANCE OF AIRCRAFT USING THE PROCEDURE MSG-3

Logvin A.I., Rychenkov D.B.

This article discusses new approaches to improve the efficiency procedure MSG-3, based on the account of external factors.

Key words: maintenance of aircraft, radioelectronic equipment.

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил КГУ (1966), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, заслуженный деятель науки РФ, академик Российской академии транспорта, автор более 500 научных работ, область научных интересов - техническая эксплуатация РЭО, радиолокация, системы УВД.

Рыченков Денис Борисович, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – техническая эксплуатация авиационного оборудования.

УДК 629.735.33.014

ИСКУССТВЕННЫЕ НЕЙРОННЫЕ СЕТИ В ЗАДАЧАХ НАВИГАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

С.В. КОРЕВАНОВ, В.В. КАЗИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Логвиным А.И.

В статье приведен анализ применения искусственных нейронных сетей в задачах навигации беспилотных летательных аппаратов, эксплуатируемых на высоких широтах.

Ключевые слова: нейронные сети, параметры навигационных систем, обзорно-сравнительные методы навигации, беспилотный летательный аппарат.

Введение

Применение беспилотных летательных аппаратов (БЛА) на высоких широтах имеет целый ряд технических сложностей, одной из которых является плохое навигационное обеспечение. Плохое навигационное обеспечение связано с низким показателем доступности радиовидимости навигационных космических аппаратов, влиянием высокоширотной ионосферы, а также с инструментальной погрешностью инерциальных систем.

Определение координат БЛА в подобных условиях может быть выполнено:

- с использованием дополнительного бортового и/или наземного оборудования;
- автономно с использованием штатного (целевого) оборудования на БЛА.

К недостаткам использования дополнительного оборудования можно отнести снижение мобильности комплекса БЛА в целом и увеличение массогабаритных показателей БЛА. Последнее существенно влияет на дальность полета БЛА. Поэтому одним из актуальных методов решения задач навигации на высоких широтах будет применение системы наблюдения (СН), основанной на обзорно-сравнительном методе [1].

Одним из подходов, направленных на повышение степени автоматизации управления ЛА его бортовым электронно-вычислительным оборудованием, является использование нейронных сетей [2]. В искусственных нейронных сетях (ИНС) для обработки сигнала используются явления, аналогичные происходящим в нейронах живых существ. Они дают многообещающие альтернативные решения различных задач (распознавания образов, выполнения прогнозов и т.д.).

Одним из преимуществ нейронных сетей (НС) является их способность к обучению. Для конструирования этого процесса прежде всего необходимо:

- иметь модель внешней среды, в которой функционирует нейронная сеть, знать доступную для сети информацию;
- понять, как модифицировать весовые параметры сети – какие правила обучения управляют процессом настройки. Алгоритм обучения означает процедуру, в которой используются правила обучения для настройки весов.

Алгоритм обучения нейронной сети

При решении задач распознавания, прогнозирования и управления с помощью нейронных сетей приходится сталкиваться с проблемой выбора рациональной структуры НС и её параметров. Обычно решение о выборе структуры НС основывается на эвристических правилах, а выбор параметров НС связан с её обучением. Если удастся составить функционал качества обучения НС $Q(w_j)$, где w_j – синоптические весовые коэффициенты, то задача отыскания w_j может

быть решена с помощью градиентных методов. Но в результате их применения нет гарантии того, что будут найдены оптимальные значения $w_{J_{\text{опт}}}$, т.е. такие значения, которые обеспечивают оптимальные свойства НС при заданной её структуре.

В работе при обучении НС предлагается использовать комбинацию прямых и градиентных методов, что существенно уменьшает объем необходимых вычислений для поиска глобального минимума с заданной точностью. В качестве такой комбинации предложено использовать градиентный метод и метод Холтона или ЛП-поиск [2]. Обучение разбивается на два этапа:

- 1) определение значений w_j , лежащих в окрестностях $w_{J_{\text{опт}}}$;
- 2) определение самих $w_{J_{\text{опт}}}$.

На первом этапе с помощью метода Холтона [3] (или ЛП-поиска) определяются значения w_j , лежащие в окрестности оптимальных значений $w_{J_{\text{опт}}}$, на втором этапе с помощью метода Давидона-Флетчера-Пауэлла [3] отыскиваются сами значения $w_{J_{\text{опт}}}$. В методах Холтона и ЛП-поиске используются равномерно распределенные последовательности точек в n -мерном пространстве искомых параметров w_j , т.е. последовательность Холтона или ЛП-поиск [3]. Эти последовательности являются детерминированными аналогами последовательности независимых случайных точек, равномерно распределенных в этом пространстве.

Одновременно применение этих методов позволяет, во-первых, существенно улучшить качество обучения НС, а во-вторых, существенно уменьшить время обучения НС.

2. Решение задачи посадки БЛА с использованием в его системе управления нейронной сети НС

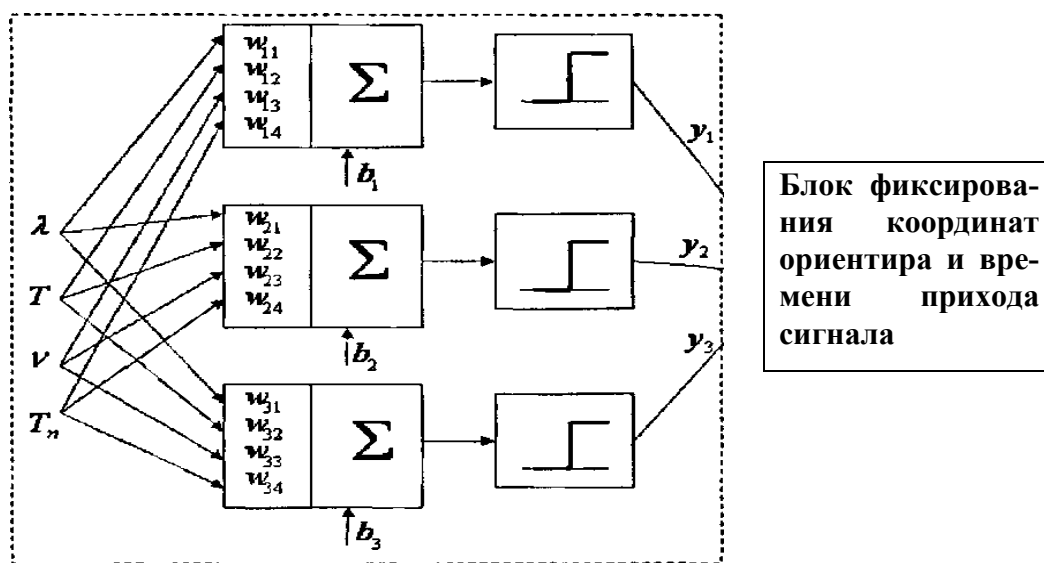


Рис. 1. Структура однослойной нейронной сети

В каждый момент времени на приемники БЛА поступает излучение от сигнальных ориентиров. Данное излучение обладает заданными характеристиками, а именно, длиной волны - λ , скважностью (т.е. длиной отдельного импульса и длиной молчания) - T , частотой модуляции сигнала - ν и скважностью между пакетами импульсов T_p . С приемников информация через блок согласования поступает на НС, где происходит ее дальнейшая обработка. НС в данном случае решает задачу распознавания и классификации. В ней происходит обработка каждого поступающего на нее входного вектора, представляющего собой совокупность параметров X, T, ν, T_p . По результатам обработки каждого входного вектора он причисляется либо к ложному сигналу, либо к сигналу от ориентира. Далее, полезный сигнал относится к тому или иному классу, в зависимости от того, в какой части посадочной полосы находится ориентир, испускающий данный сигнал. После обработки всех поступивших в данный момент времени сигналов с приемников

на выходе нейронная сеть выдает информацию обо всех распознанных сигнальных ориентирах и о том, в каком секторе они находятся.

В нашем случае НС имеет четыре нейрона на входе, представленных вектором $X (T, \lambda, T_{п}, v)$, и четыре выходных нейрона по максимальному числу возможных классов, на которые могут быть разбиты входные сигналы от сигнальных ориентиров (рис. 1).

Каждый i -й нейрон имеет поляризацию b , по которой поступает сигнал смещения, а также по четыре связи с весами w_{ij} , по которым поступают входные сигналы x_j . Значения весов подбираются в процессе обучения сети, состоящем в приближении выходных сигналов y_j к ожидаемым значениям для каждого выхода. Мерой близости считается значение целевой функции, также называемой стоимостной функцией. При использовании p обучающих векторов $\{X, d\}$ для обучения сети, включающей n входных нейронов, при условии, что в нашем случае $p = 500$, целевую функцию можно определить эвклидовой метрикой, имеющей следующий вид

$$E = 0,5 \sum_{k=1}^{500} \|y^k - d^k\|^2 = 0,5 \sum_{k=1}^{500} \sum_{i=1}^n (y^k - d^k)^2.$$

Выходные сигналы нейрона y являются функциями весов сети w , значения которых уточняются в процессе обучения, по критерию минимизации целевой функции.

Таким образом, после обучения каждый выходной нейрон отвечает за определенный класс. При подаче очередного входного вектора, если данный сигнал относится к помехе, то на всех ее выходах появляются нули, в том случае, если данный сигнал относится к своему, то на выходе нейрона, отвечающего за конкретный класс, появляется единица. Полностью обученная сеть отвечает на вопрос, относится ли конкретный сигнал к помехе или к излучению ориентира, а также к какому именно ориентиру он относится. На рис. 2 представлен график ошибки обучения НС. Ошибка представляет собой среднеквадратическую оценку отклонения координат активизируемого нейрона во входном пространстве от координат поданного на вход сети вектора.

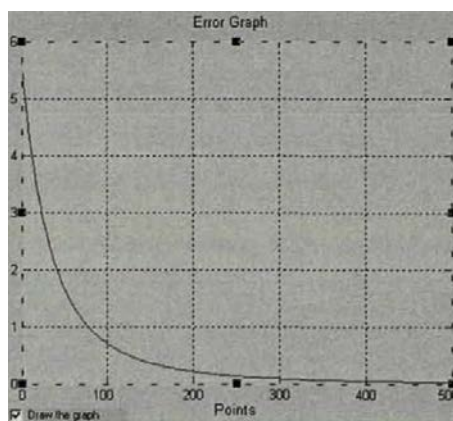


Рис. 2. График ошибки

По вертикали на рис. 2 отложена величина среднеквадратического отклонения активизируемого нейрона от входного вектора, а по горизонтали количество пройденных шагов адаптации.

После обработки всех сигналов, поступивших на НС, в случае, если видно недостаточное количество сигнальных ориентиров, то полет продолжается по текущей траектории, если видно достаточное количество ориентиров, то происходит расчет текущего положения БЛА.

Предполагается, что в начальный момент режима посадки БЛА выводится непосредственно на глиссаду и после этого начинается его автоматическая посадка. Глиссада в нашем случае строится из дискретно рассчитанных через каждый момент времени Δt заданных - Δt_{v3} (рис. 3).

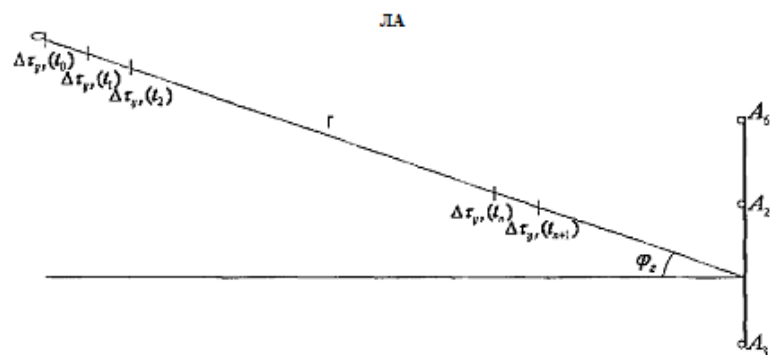


Рис. 3. Глиссада, построенная из $\Delta\tau_{y3}$

Здесь r - длина глиссады, в нашем случае она равна 4000 м; ρ_r - угол наклона глиссады. После расчета текущего положения БЛА оно сравнивается с заданным положением и в случае их несовпадения вырабатывается сигнал рассогласования и происходит корректировка курса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Монаков А.А. Теоретические основы радионавигации: учеб. пособие. - СПб.: ГУАП, 2002.
2. Хайкин Саймон. Нейронные сети / пер. с англ. - 2-е изд., испр. - М.: ООО «И.Д. Вильямс», 2006.
3. Стадник А.В. Использование искусственных нейронных сетей и вейвлет-анализа для повышения эффективности в задачах распознавания и классификации: дисс. ... канд. физ.-мат. наук. - Иваново, 2004.
4. Горбачев О.А. Навигационное обеспечение воздушных судов гражданской авиации в условиях возмущенной ионосферы: дисс. ... д-ра техн. наук. - М., 2009.

APPLICATION OF ARTIFICIAL NEURAL NETWORKS IN PROBLEMS OF GENERAL AND COMPARATIVE NAVIGATION METHODS OF UAV

Korevanov S.V., Kazin V.V.

The article is an analysis of the use of artificial neural networks in problems of navigation of unmanned aerial vehicles operated at high latitudes.

Key words: neural networks, settings navigation systems, general and comparative methods of navigation, an unmanned aerial vehicle.

Сведения об авторах

Кореванов Степан Владимирович, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – навигационные системы, беспилотные летательные аппараты, нейронные сети.

Казин Виталий Викторович, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант МГТУ ГА, автор 4 научных работ, область научных интересов – эксплуатация воздушного транспорта, радиозондирование атмосферы.

УДК 629.7: 621.396

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОЦЕДУР MRB ДЛЯ РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А.И. ЛОГВИН, Д.Б. РЫЧЕНКОВ

В статье рассматривается выделение функционально значимых элементов радиоэлектронного оборудования воздушных судов.

Ключевые слова: процедура MRB, функционально значимые элементы авионики.

Введение

Процесс формирования плановых работ по техническому обслуживанию (ТО) бортового радиоэлектронного оборудования (РЭО) может осуществляться в соответствии с международной практикой на основе процедуры MRB (Maintenance review Board) – «процедура организации экспертизы ТО» [1].

1. Методы определения функционально значимых элементов РЭО

Известно, что функционирование практически большинства бортовых радиоэлектронных систем напрямую связано с безопасностью полётов (БП), что накладывает соответствующие требования к плановому ТО этих систем. Другими словами, в соответствии с процедурами MRB РЭО воздушных судов (ВС) должно быть отнесено к важным для технического обслуживания системам ВС (Maintenance Significant Items - MSI). Но здесь возникает проблема, связанная с выделением перечня MSI, т.е. функционально значимых элементов. В зарубежных источниках практически весь состав бортового РЭО относится к функционально значимым элементам (ФЗЭ), однако это во многих случаях не является правильным, т.к. применение процедур MRB является достаточно затратным элементом ТО, что многие авиакомпании РФ себе позволить не могут. Поэтому следует более внимательно отнестись к вопросу выбора ФЗЭ в перечне РЭО, которое сегодня используется на борту, т.к. сокращение такого перечня, не снижая БП, позволит заметно уменьшить затраты на ТО РЭО.

Какие реально существуют методы, определяющие ФЗЭ среди перечня бортового РЭО? Напомним, что состав РЭО для любого типа ВС достаточно традиционен и включает в себя радионавигационное оборудование (автоматический радиоконпас, радиовысотомер малых высот, оборудование для обеспечения работы систем VOR/DME и т.д.); радиооборудование систем посадки; радиолокационное оборудование (метеонавигационная радиолокационная станция, доплеровский измеритель скорости и угла сноса, системы предупреждения столкновений в воздухе и с препятствиями на земле, самолётный ответчик и т.д.); радиосвязные системы (аварийная радиостанция, радиосвязные станции ВЧ и ОВЧ диапазонов, транспондеры систем АЗН и т.д.). Все перечисленные системы РЭО являются по отношению друг к другу достаточно автономными и в смысле обеспечения их ТО могут рассматриваться независимо, как отдельные съёмные единицы.

Среди перечисленных видов РЭО выделение ФЗЭ можно вести по-разному. Возможны варианты получения прямых аналитических зависимостей между характеристиками работы данного вида РЭО и показателями БП, что, конечно, является наиболее точным методом определения степени значимости отказа данного элемента РЭО с точки зрения БП.

Такие варианты рассмотрены в [2] и здесь мы приведем соответствующий принцип из [2].

Пусть рассматривается командная связная радиостанция ОВЧ диапазона, у которой в качестве параметра функционального использования выбираем вероятность возникновения переспросов P_{Π} .

В качестве параметров, характеризующих уровень БП, можно взять вероятность опасного сближения двух ВС P_{OC} , так как этот показатель будет зависеть от времени поступления необходимой информации от диспетчера УВД к экипажу ВС.

Следовательно, степень функциональной значимости такого элемента РЭО, как связная радиостанция, может быть определена на основе функциональной зависимости

$$P_{OC} = f(P_{П}). \quad (1)$$

Такая зависимость при определённых исходных данных может быть представлена в следующем виде

$$P_{OCн} = \gamma \cdot k^2 \cdot (1 - P_{П})^2, \quad (2)$$

где $P_{OCн}$ – нормативное значение вероятности опасного сближения; $\gamma = (\frac{\beta}{\alpha^2})^{-1}$; β – размерный коэффициент пропорциональности, зависящий от топологии данной зоны УВД, скоростных характеристик ВС и определяемый индивидуально для данной зоны УВД; α – коэффициент пропорциональности между интенсивностью радиообмена и интенсивностью воздушного движения для данной зоны УВД; k – коэффициент пропорциональности, показывающий степень увеличения интенсивности радиообмена при возникновении переспросов.

С учётом соотношения (2) всегда можно оценить для данной зоны УВД, когда наступает функциональный отказ, т.е. значение P_{OC} становится больше $P_{OCн}$. Обратим внимание, что в данном конкретном случае функциональный отказ наступает не из-за отказа оборудования, а из-за влияния помех, что увеличивает вероятность $P_{П}$.

Наличие таких функциональных зависимостей, как состояние (2), для других видов бортового РЭО позволило бы существенно упростить задачу выявления ФЗЭ или определить области и границы применения того или иного РЭО, когда оно может рассматриваться как ФЗЭ.

К сожалению, получение зависимостей типа (2) для многих других видов РЭО является крайне затруднительной задачей и в некоторых случаях практически нерешаемой.

2. Определение ФЗЭ на основе нормативных документов

Поэтому можно пойти другим путём выявления ФЗЭ, например, определение функциональной зависимости элементов РЭО на основе исследования имеющихся нормативных документов. Такой подход подробно рассматривается в [3]. Приведем пример.

Бортовой метеолокатор в случае отказа при благоприятных метеорологических условиях не влияет на БП. Однако в соответствии с имеющимися нормативными документами полёты по ППП в зоне грозовой деятельности без бортовых радиотехнических средств обнаружения грозových очагов при отсутствии наземного радиолокационного контроля запрещаются. Здесь речь идет о помехах в зонах при отсутствии единого радиолокационного поля и относится к бортовому метеолокатору. Другими словами, функциональный отказ метеолокатора равносителен его отсутствию, и в этом случае полёт должен быть прекращён, т.е. с точки зрения обеспечения БП бортовой метеолокатор в данных условиях является ФЗЭ, не являясь таковым в благоприятных условиях.

Таким образом, вариант использования нормативных документов для выделения ФЗЭ является достаточно продуктивным, но количество нормативных документов, определяющих последствия отказа того или иного РЭО крайне ограничено, что затрудняет решение задачи в целом.

3. Метод экспертных оценок

Возможен третий вариант выделения ФЗЭ на основе использования методов экспертных оценок. Однако этот вариант на практике оказывается малоэффективным из-за сложностей подбора необходимого числа экспертов, достаточно компетентных в указанной проблеме. Поэтому указанный подход в настоящее время практически не применяется.

4. Метод логического анализа

Четвертый подход выявления ФЗЭ связан с применением методов логического анализа, который достаточно подробно изложен в [4]. Однако при применении этого подхода возникают также достаточные сложности его использования.

Поэтому в итоге представленного рассмотрения можно сделать следующие выводы:

- при выделении ФЗЭ для реализации процедуры MRB необходимо для разных видов бортового РЭО применять все вышеуказанные подходы (исключая экспертные оценки), где они наиболее целесообразны, т.е. получение аналитических зависимостей, использование нормативных документов, проведение логического анализа;
- учитывать особенности применения того или иного конкретного вида РЭО в конкретном авиапредприятии, что также будет влиять на присвоение ему статуса ФЗЭ (полёты над горной местностью, над пустыней, за полярным кругом и т.д.);
- для каждого отдельно взятого авиапредприятия может быть свой отдельный перечень ФЗЭ среди всех возможных видов бортового РЭО.

ЛИТЕРАТУРА

1. Циркуляр № 121 – 22А «Процедура организации экспертизы технического обслуживания», FAA, 2003, USA.
2. Логвин А.И., Андреев Г.Н., Еремин А.В. Определение функционально значимых элементов радиоэлектронного оборудования воздушных судов для проведения их технического обслуживания // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2007. - № 112. - С. 7 – 10.
3. Логвин А.И., Андреев Г.Н., Еремин А.В. Использование нормативной базы ГА для выявления функционально значимых элементов РЭО // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2007. - № 112. - С. 11 – 13.
4. Логвин А.И., Еремин А.В. Формирование плановых работ по техническому обслуживанию РЭО // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2006. - № 100. - С. 60 – 62.

FEATURES APPLICATION PROCEDURES MRB AVIONICS EQUIPMENT

Logvin A.I., Rychenkov D.B.

The article discusses the selection of functionally important elements of the electronic equipment aircrafts.

Key words: procedure MRB, avionics aircraft functionally significant elements.

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил КГУ (1966), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, заслуженный деятель науки РФ, академик Российской академии транспорта, автор более 500 научных работ, область научных интересов - техническая эксплуатация РЭО, радиолокация, системы УВД.

Рыченков Денис Борисович, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – техническая эксплуатация авиационного оборудования.

УДК 629.7: 621.396

МЕТОДЫ НЕКЛАССИЧЕСКОЙ ИНДУКТИВНОЙ ЛОГИКИ ДЛЯ ПОИСКА ПРИЧИНЫ ОТКАЗОВ БОРТОВОГО РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

А.И. ЛОГВИН, Д.Б. РЫЧЕНКОВ

В статье рассматривается применение методов неклассической индуктивной логики для поиска причин отказов бортового радиоэлектронного оборудования.

Ключевые слова: отказы радиоэлектронного оборудования, неклассическая логика.

Для того чтобы использовать аппарат неклассической индуктивной логики, для решения любых поставленных задач необходимо сформировать так называемые исходные посылки, которые называются свидетельствами [1; 2]. В случае рассмотрения функционирования бортового радиоэлектронного оборудования (РЭО) в качестве таких свидетельств выступают фиксации отказов тех или иных конкретных элементов РЭО. Соответственно гипотезы о возможных причинах появления отказов выполняют функции заключений.

Напомним, что отказом любого вида РЭО является выход значений хотя бы одного параметра (из соответствующего перечня) за пределы установленных допусков. Таким образом, количество свидетельств может соответствовать количеству параметров данного вида РЭО и по каждому свидетельству должна выдвигаться соответствующая гипотеза (или несколько гипотез).

Далее, используя методы неклассической логики (соответствующие правила и теории), формируется необходимое значение. Обратим внимание, что по каждому параметру формируется свое значение.

В качестве свидетельства об отказе может выступать соответствующий сигнал системы контроля, если в данном РЭО такая система присутствует. Свидетельство можно получить в процессе проведения ТО при одном из видов ТО при выполнении соответствующей формы. При отсутствии системы контроля свидетельство можно получить, зафиксировав функциональный отказ РЭО, т.е. в момент, когда данный тип РЭО не выполняет свое функциональное назначение.

Если получено свидетельство об отказе, необходимо применять соответствующие гипотезы, при этом целесообразно ознакомиться с тремя-четырьмя гипотезами, которые выбираются, исходя из имеющихся статистических данных по эксплуатации изделий данного типа.

Каждая гипотеза должна иметь некоторую вероятность, называемую начальной. Эти вероятности также могут быть установлены на основе имеющихся статистических данных, желательно по максимально возможному парку однотипных изделий.

В индивидуальной логике априорная (начальная) вероятность гипотезы называется априорным правдоподобием гипотезы, а после приведения свидетельства – апостериорным правдоподобием гипотезы. Отметим, что апостериорное правдоподобие в отличие от априорного, представляет переменную величину (это очень важный аспект применения неклассической логики). В случае отсутствия статистических данных для формирования априорного правдоподобия необходимо использовать теоретические модели надежности того или иного вида РЭО. Обязательно должно быть принято условие, что множество всех формируемых гипотез является полным, т.е. одна из рассматриваемых гипотез является истинной, т.е.

$$\sum_{i=1}^n P(H_i) = 1, \quad (1)$$

где n – общее число гипотез; H_i – гипотеза как реакция на свидетельство; $P(H_i)$ – вероятность гипотезы.

Если имеется свидетельство отказа E некоторого типа РЭО, то формируется множество апостериорных правдоподобий $P(H_i / E)$ и решение принимается в виде

$$P(H_i / E) > P(H_{n-i} / E), i = \overline{1, n}, \quad (2)$$

где $P(H_i / E)$ – максимальное правдоподобие для i -й гипотезы по отношению ко всем остальным правдоподобиям гипотез $P(H_{n-i} / E)$.

Приведем пример применения неклассической логики для выявления причины отказа, например, синтезатора частоты типовой радиосвязной станции ОВЧ-диапазона.

Пусть произошел отказ синтезатора частоты, что выражается в отсутствии сигнала на его выходе. Для этой ситуации могут быть сформулированы следующие гипотезы о причинах отказа:

- H_1 - разошлась пайка на каком-либо контакте;
- H_2 - отошел соединительный провод от контакта;
- H_3 - сбилась настройка опорного генератора;
- H_4 - поврежден высокочастотный кабель;
- H_5 - отказал блок гетеродина;
- H_6 - отказал блок возбуждения.

Принимаем, что мы располагаем априорными правдоподобиями, т.е. нам известны все $P(H_i)$, т.е. $P(H_1) = a$, $P(H_2) = b$, $P(H_3) = c$, $P(H_4) = d$, $P(H_5) = e$, $P(H_6) = f$. В соответствии с положениями неклассической логики необходимо выбрать апостериорное правдоподобие $P(H_i / E)$, которое соответствует максимальному априорному правдоподобию $P(H_i)$, допустим это $P(H_3) = c$. Т.е. выполняем операцию, соответствующую $P(H_3 / E)$, а именно, в блоке генератора частоты с помощью специального инструмента проводим регулировку опорной частоты в рабочем состоянии и добиваемся соответствия номиналу. Если эта гипотеза истинна, тогда мы получаем истинную причину зафиксированного свидетельства, и процедура прекращается. Если данная гипотеза ложна, т.е. сигнал с выхода синтезатора частоты не появился, тогда она отвергается. Производится перерасчет апостериорных правдоподобий для оставшихся пяти гипотез. Простейшая ситуация будет, если мы апостериорные правдоподобия пересчитаем пропорционально их априорным значениям и продолжим процедуру.

Другими словами, мы уже имеем новый набор гипотез H_i , где $i = \overline{1, 5}$ с другими априорными правдоподобиями $P(H_i)$, полученными после учёта нового свидетельства, т.е. проведения операции регулирования частоты опорного генератора синтезатора частоты.

Далее процедура продолжается до тех пор, пока мы не получим свидетельство, подтверждающее истинную гипотезу.

В заключение обратим внимание, что перерасчет апостериорных правдоподобий может осуществляться и по более сложному алгоритму, чем простое пропорциональное увеличение априорных правдоподобий. Однако этот вопрос требует дополнительных исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. Светлов В.А. Современная логика: учеб. пособие. - СПб.: Питер, 2006.
2. Шуман А.Н. Современная логика // Теория и практика. - Минск: Экономпресс, 2004.

**METHODS OF NON-CLASSICAL INDUCTIVE LOGIC
FOR SEARCH OF THE REASONS OF FAILURES AVIONICS EQUIPMENT**

Logvin A.I., Rychenkov D.B.

The article considers the application of non-classical inductive logic to search for failure causes avionics equipment.

Key words: failures of the avionics equipment, nonclassical logic.

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил КГУ (1966), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, заслуженный деятель науки РФ, академик Российской академии транспорта, автор более 500 научных работ, область научных интересов - техническая эксплуатация РЭО, радиолокация, системы УВД.

Рыченков Денис Борисович, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – техническая эксплуатация авиационного оборудования.

УДК 629.735

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ПРОЦЕССОВ И СИСТЕМ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАНИКИ КАК МАРКОВСКИЕ ЦЕПИ

С.В. КУЗНЕЦОВ

Техническая эксплуатация самолета и его авионики рассматривается как процесс с последовательной сменой состояний эксплуатации. Предложены модели процессов и систем технической эксплуатации авионики в виде стационарных и нестационарных марковских цепей первого и высшего порядков. Приведены примеры для процессов эксплуатации из двух состояний – работоспособного и неработоспособного.

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

Модели процессов и систем технической эксплуатации авионики

Для нового поколения воздушных судов (ВС) прочно утвердился новый термин, обозначающий большую группу приборных и радиотехнических объектов - *авионика*. Толкования этого термина в отечественных нормативных документах по-прежнему не существует.

Под *авионикой* в широком смысле можно понимать область технических наук, связанную с разработкой, производством и эксплуатацией авиационного электронного и автоматического оборудования. Такое определение авионики дается в справочнике АТА [1].

В узком смысле под *авионикой* можно понимать бортовое электронное оборудование, т.е. любое электронное устройство, включая его электрическую часть, предназначенное для использования на борту ВС, в том числе радиооборудование, систему автоматического управления полетом и приборное оборудование. Такое определение авионики приводится в руководящих документах ИКАО [2]. Анализ структуры современных комплексов и систем авионики воздушных судов гражданской авиации приведен в [3]. Основы теории технической эксплуатации пилотажно-навигационного оборудования (ПНО) как составной части авионики изложены в [4].

Система технической эксплуатации авионики (СТЭ) ВС - это совокупность объектов и средств технической эксплуатации, программ технического обслуживания и ремонта, а также персонала, осуществляющего процедуры и организующего процессы технической эксплуатации авионики.

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

Техническую эксплуатацию самолета и его авионики можно рассматривать как процесс с последовательной сменой *состояний эксплуатации*. В качестве таких состояний при использовании по назначению могут быть выделены состояния работоспособности, исправности, неисправности и неработоспособности. Состояниями эксплуатационного контроля авионики являются состояния контроля в полете, послеполетного и предполетного контроля и контроля демонтированного оборудования для работоспособного, исправного, неработоспособного или неисправного. Аналогичным образом могут быть выделены состояния оперативного и периодического ТО, аварийного и профилактического восстановления, состояния ремонта. При необходимости исследования процессов в реальном масштабе времени необходимо рассмотрение состояний ожидания, простоя и хранения.

Процесс ТЭ как процесс смены состояний ТЭ протекает во времени под воздействием множества факторов, имеющих случайный и неслучайный характер. К ним относятся появление отказов и неисправностей, качество ТОиР, достоверность средств контроля, обеспеченность ЗИП и т.д. Переходы процесса ТЭ из состояния в состояние происходят как в случайные, так и в детерминированные моменты времени. Такие переходы порождаются потоками событий

(например, потоками отказов, восстановлений, процедур контроля и т.д.). То есть процесс ТЭ можно рассматривать как случайный процесс, определяемый на множестве состояний эксплуатации вероятностными характеристиками переходов. Это позволяет решать задачи анализа процесса и системы ТЭ авионики с помощью хорошо разработанного аппарата теории случайных процессов.

Процесс ТЭ авионики по своей сути является управляемым процессом. Возможность вмешательства в этот процесс носит как объективный детерминированный характер, обусловленный руководством по эксплуатации и программой ТОиР авионики, так и субъективный случайный характер, обусловленный неправомерными или ошибочными действиями летно-технического и инженерно-технического состава (ЛТС и ИТС).

Марковская цепь (МЦ) - это случайный процесс с дискретным временем, отличительной особенностью которого является полная или частичная независимость эволюций от прошлого. Простейшей МЦ является стационарная МЦ 1-го порядка (СМЦ), эволюции которой не зависят ни от прошлых эволюций, ни от времени. Другой разновидностью МЦ является нестационарная МЦ 1-го порядка (НСМЦ), эволюции которой не зависят от прошлых эволюций, но зависят от времени. Обобщением СМЦ являются цепи высших порядков (СМЦВП), эволюции которых частично или полностью зависят от предыдущих эволюций. Наиболее сложными объектами теории МЦ являются нестационарные МЦ высших порядков (НСМЦВ), эволюции которых зависят как от предыдущих эволюций, так и от моментов времени, когда эти эволюции совершались. Таким образом, мы имеем четыре основных разновидности МЦ.

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

Марковские цепи как модели процессов технической эксплуатации

Определение марковской цепи. Задание марковской цепи начинается с задания множества ее состояний S . В общем случае это множество может быть счетным. Мы ограничимся рассмотрением конечного S размерности n

$$S = \{S_1, S_2, \dots, S_i, \dots, S_j, \dots, S_n\}. \quad (1)$$

В начальный момент времени $t=0$ должно быть задано распределение вероятностей состояний

$$P^{(0)} = \{P_1^{(0)}, P_2^{(0)}, \dots, P_i^{(0)}, \dots, P_j^{(0)}, \dots, P_n^{(0)}\}, \quad (2)$$

причем $\sum_{i=1}^n P_i^{(0)} = 1$.

Верхний индекс в скобках здесь и далее будет обозначать момент времени. В частном случае $P^{(0)}$ может представлять собой вырожденный единичный вектор

$$P^{(0)} = \{0, 0, \dots, 1, \dots, 0\}. \quad (3)$$

Если в момент времени t цепь находится в состоянии $S_i \in S$, то последующая эволюция СМЦ задается матрицей переходных вероятностей

$$P_i^S = \{p(S_j/S_i), S_j, S_i \in S\}, \quad (4)$$

элементы которой зависят только от текущего состояния S_i и не зависят от предыдущих эволюций и момента времени l . Таким образом, мы определили стационарную марковскую цепь 1-го порядка, которая представляет собой совокупность

$$\xi_1^S = \{S, P^{(0)}, P_1^S\}. \quad (5)$$

Реализация СМЦ ξ_1^S имеет вид

$$h_{\xi_1^S}(m) = S_{i_0}^{(0)}, S_{i_1}^{(1)}, \dots, S_{i_m}^{(m)}. \quad (6)$$

Номер шага марковской цепи служит временным параметром. Запись $S_{i_m}^{(m)}$ означает состояние цепи $S_{i_0} \in S$ в момент времени m . Реализации $h_{\xi_1^S}(m)$ соответствует вероятность

$$P\{h_{\xi_1^S}(m)\} = P_{i_0}^{(0)} p(S_{i_1}^{(1)} / S_{i_0}^{(0)}) \dots p(S_{i_m}^{(m)} / S_{i_{m-1}}^{(m-1)}). \quad (7)$$

Обозначим через $p^{(m)}(S_j / S_i)$ условную вероятность попадания СМЦ в состояние S_j на m -м шаге, если начальным состоянием было S_i . Она равна сумме вероятностей всех реализаций длины m , начинающихся в S_i и заканчивающихся в S_j . В частности, $p^{(1)}(S_j / S_i) = p(S_j / S_i)$,

$$p^{(2)}(S_j / S_i) = \sum_{k=1}^n p(S_k / S_i) p(S_j / S_k). \quad (8)$$

По индукции получаем общую рекуррентную формулу Колмогорова-Чепмена для СМЦ

$$p^{(m)}(S_j / S_i) = \sum_{k=1}^n p^{(1)}(S_k / S_i) p^{(m-1)}(S_j / S_k). \quad (9)$$

Уравнение (9) отражает тот факт, что первые l шагов приводят СМЦ в состояние S_k и что вероятность последующего перехода из S_k в S_j не зависит от того, каким образом было достигнуто S_k .

Из (9) следует, что безусловную вероятность попадания в состояние S_j на m -м шаге можно определить с помощью следующей рекуррентной формулы

$$P^{(m)}(S_j) = \sum_{k=1}^n P^{(0)}(S_k) p^{(m)}(S_j / S_k). \quad (10)$$

Состояние S_j достижимо из состояния S_i , если существует такое $m \geq 0$, что $p^{(m)}(S_j / S_k) > 0$, т.е. если имеется положительная вероятность попасть из состояния S_i в состояние S_j . Марковская цепь является неприводимой, когда каждое ее состояние достижимо из любого другого состояния. Обозначим через $f^{(m)}(S_j / S_k)$ вероятность того, что в начинающемся из S_i процессе первое попадание в S_j произойдет на m -м шаге. Положим $f^{(0)}(S_j / S_i) = 0$ и

$$f^{(\infty)}(S_j / S_i) = \sum_{l=1}^{\infty} f^{(l)}(S_j / S_i). \quad (11)$$

Вероятность $f^{(\infty)}(S_j / S_i)$ – есть вероятность того, что, выходя из S_i , процесс когда-нибудь пройдет через S_j .

Для вычисления $f^{(m)}(S_j / S_i)$ воспользуемся следующими рассуждениями. Если первое достижение S_j осуществляется при l -м переходе ($1 \leq l \leq m-1$), то условная вероятность попада-

ния в S_j при m -м переходе будет равна $p^{(m-1)}(S_j/S_i)$. Принимая во внимание, что $p^{(0)}(S_j/S_i) = 1$, получим

$$p^{(m)}(S_j/S_i) = \sum_{l=1}^m f^{(l)}(S_j/S_i) p^{(m-l)}(S_j/S_i). \quad (12)$$

Последовательно полагая $l = 1, 2, \dots, n$, мы по формуле (12) получим значения $p^{(l)}(S_j/S_i)$, которые подставим в (11) и последовательно получим $f^{(l)}(S_j/S_i), l = \overline{1, m}$.

Тогда среднее время возвращения процесса $\mu(S_j)$ в состояние S_j можно определить следующим образом

$$\mu(S_j) = \sum_{l=1}^{\infty} l f^{(l)}(S_j/S_i). \quad (13)$$

Состояние S_j возвратно, если $f^{(\infty)}(S_j/S_i) = 1$, и невозвратно, если $f^{(\infty)}(S_j/S_i) < 1$. Состояние S_j имеет период $t > 1$, если $p^{(m)}(S_j/S_i) = 0$, когда m не является кратным t и t - наибольшее целое число, обладающее этим свойством. Состояние S_j является непериодическим, если такого $t > 1$ не существует. Непериодическое возвратное состояние S_j , у которого $\mu(S_j) < \infty$, является эргодическим.

Весьма важным является следующий результат. В неприводимой эргодической цепи существуют не зависящие от начального состояния S_i пределы

$$\pi(S_j) = \lim p^{(m)}(S_j/S_i), \quad (14)$$

причем $\pi(S_j) > 0$ и

$$\pi(S_j) = \sum_{i=1}^n \pi(S_i) p(S_j/S_i), S_j \in S, \quad (15)$$

где

$$\sum_{i=1}^n \pi(S_i) = 1, \\ \mu(S_j) = 1/\pi(S_j).$$

Распределение вероятностей $\{\pi(S_j)\}$ является стационарным распределением вероятностей состояний МЦ.

Для нестационарной марковской цепи матрица переходных вероятностей принимает следующий вид

$$\mathfrak{R}_1^{NS} = \{P_1^{NS}, l = \overline{0, m}\}, \quad (16)$$

где $P_1^{NS} = \{p(S_j/S_i, l), S_i, S_j \in S\}$ - матрицы, элементы которых зависят от моментов времени l .

Таким образом, НСМЦ 1-го порядка представляет собой совокупность

$$\xi_1^{NS} = \{S, P^{(0)}, \mathfrak{R}_1^{NS}\}. \quad (17)$$

Реализации $h_{\xi_1^{NS}}(m)$ соответствует вероятность

$$P\{h_{\xi_1^{NS}}(m)\} = P_{i_0}^{(0)} p(S_{i_1}^{(1)}/S_{i_0}^{(0)}, 0) \dots p(S_{i_m}^{(m)}/S_{i_{m-1}}^{(m-1)}, m-1). \quad (18)$$

Условная вероятность $p^{(m)}(S_j/S_i, m)$ попадания НСМЦ в состояние S_j на m -м шаге, если начальным состоянием было S_i , равна сумме вероятностей всех реализаций длины m , начинающихся в S_i и заканчивающихся в S_j :

$$p^{(1)}(S_j/S_i, 1) = p(S_j/S_i, 1); \quad (19)$$

$$p^{(2)}(S_j/S_i, 2) = \sum_{k=1}^n p^{(1)}(S_k/S_i, 1) p(S_j/S_k, 2).$$

Далее по индукции получаем общую рекуррентную формулу Колмогорова-Чепмена для НСМЦ

$$p^{(m)}(S_j/S_i, m) = \sum_{k=1}^n p^{(1)}(S_k/S_i, 1) p^{(m-1)}(S_j/S_k, m-1). \quad (20)$$

Безусловная вероятность попадания НСМЦ в состояние S_j на m -м шаге определяется следующим образом

$$p^{(m)}(S_j, m) = \sum_{k=1}^n p^{(0)}(S_k, 1) p^{(m)}(S_j/S_k, m). \quad (21)$$

Обозначим через $f^{(m)}(S_j/S_i, m)$ вероятность того, что в начинающемся из S_i нестационарном процессе первое попадание в S_j произойдет на m -м шаге. Для вычисления этой вероятности воспользуемся по аналогии с СМЦ выражением (12)

$$p^{(m)}(S_j/S_i, m) = \sum_{k=1}^n f^{(1)}(S_j/S_i, 1) p^{(m-1)}(S_j/S_k, m-1). \quad (22)$$

Тогда среднее время возвращения нестационарного процесса $\mu_{\xi_1^{NS}}(S_j)$ в состояние S_j определяется следующим образом

$$\mu_{\xi_1^{NS}}(S_j) = \sum_{l=1}^{\infty} l f^{(1)}(S_j/S_i, 1). \quad (23)$$

Рассмотрим теперь марковскую стационарную цепь k -го порядка. Она задается совокупностью

$$\xi_k^S = \{S, P^{(0)}, \mathfrak{R}_k^S\}, \quad (24)$$

где $\mathfrak{R}_k^S = \{P_1^S, 1 = \overline{1, k}\}$ - совокупность матриц переходных вероятностей от 1-го до k -го порядка, элементы которых

$$P_1^S = \{p(S_{i_1}/S_{i_{1-1}}, \dots, S_{i_0}), S_{i_1}, S_{i_{1-1}}, \dots, S_{i_0} \in S\} \quad (25)$$

зависят от предыдущих 1 состояний.

Реализации $h_{\xi_k^S}(m)$ соответствует вероятность

$$P\{h_{\xi_k^S}(m)\} = P_{i_0}^{(0)} p(S_{i_1}^{(1)}/S_{i_0}^{(0)}) \dots p(S_{i_k}^{(k)}/S_{i_{k-1}}^{(k-1)}, \dots, S_{i_0}^{(0)}) \dots p(S_{i_m}^{(m)}/S_{i_{m-1}}^{(m-1)}, \dots, S_{i_{m-k}}^{(m-k)}). \quad (26)$$

Обозначим через $p^{(m)}(S_{i_m}/S_{i_{m-1}}, \dots, S_{i_{m-k}})$ условную вероятность попадания СМЦВ в состояние S_{i_m} на m -м шаге, если начальным состоянием в момент времени $(m-k)$ было $S_{i_{m-k}}$:

$$p^{(1)}(S_j/S_i) = p(S_j/S_i);$$

$$p^{(2)}(S_{i_2}/S_{i_1}, S_{i_0}) = \sum_{i_1=1}^n p^{(1)}(S_{i_1}/S_{i_0}) p(S_{i_2}/S_{i_1}, S_{i_0});$$

...

$$p^{(k)}(S_{i_k}/S_{i_{k-1}}, \dots, S_{i_0}) = \sum_{i_{k-1}=1}^n p^{(k-1)}(S_{i_k}/S_{i_{k-1}}, \dots, S_{i_0}) p(S_{i_k}/S_{i_{k-1}}, \dots, S_{i_0});$$

...

$$p^{(m)}(S_{i_m}/S_{i_{m-1}}, \dots, S_{i_{m-k}}) = \sum_{i_{m-1}=1}^n p^{(m-1)}(S_{i_m}/S_{i_{m-1}}, \dots, S_{i_{m-k}}) p(S_{i_m}/S_{i_{m-1}}, \dots, S_{i_{m-k}}). \quad (27)$$

Если $k = m$, то получаем стационарную немарковскую цепь, переходы которой зависят от всех предыдущих эволюций.

Из (27) следует, что безусловная вероятность попадания в состояние S_{i_m} на m -м шаге можно определить с помощью следующей рекуррентной формулы

$$P^{(m)}(S_{i_m}) = \sum_{i_0=1}^n P^{(0)}(S_{i_0}) p^{(m)}(S_{i_m} / S_{i_{m-1}}, \dots, S_{i_0}). \quad (28)$$

Обозначим через $f^{(m)}(S_{i_m} / S_{i_{m-1}}, \dots, S_{i_0})$ вероятность того, что в начинающемся из S_{i_0} процессе первое попадание в S_{i_m} произойдет на m -м шаге. Для этой вероятности справедливо выражение

$$f^{(m)}(S_{i_m} / S_{i_{m-1}}, \dots, S_{i_0}) = \sum_{l=1}^n f^{(l)}(S_{i_m} / S_{i_{m-1}}, \dots, S_{i_0}) p^{(m-l)}(S_{i_m} / S_{i_{m-1}}, \dots, S_{i_0}). \quad (29)$$

Тогда среднее время возвращения $\mu_{\xi_1^{NS}}(S_i)$ СМЦВ в состояние S_i определяется следующим образом

$$\mu_{\xi_1^{NS}}(S_i) = \sum_{l=1}^{\infty} l f^{(l)}(S_i / S_{i_{l-1}}, \dots, S_{i_{1-k}}). \quad (30)$$

В заключение рассмотрим нестационарную марковскую цепь k -го порядка. Она задается совокупностью

$$\xi_k^{NS} = \{S, P^{(0)}, \mathfrak{R}_k^{NS}(l)\}, \quad (31)$$

где $\mathfrak{R}_k^{NS} = \{P_r^S(l), l = \overline{1, m}; r = \overline{1, k}\}$ - совокупность матриц переходных вероятностей от 1-го до k -го порядка, элементы которых зависят от предыдущих k состояний и от моментов времени l

$$P_r^{NS}(l) = \{p(S_{i_k} / S_{i_{k-1}}, l_{k-1}, \dots, S_{i_0}, l_0), S_{i_k}, S_{i_{k-1}}, \dots, S_{i_0} \in S\}. \quad (32)$$

Реализации НСМЦВ $h_{\xi_k^{NS}}(m)$ соответствует вероятность

$$P\{h_{\xi_k^{NS}}(m)\} = P_{i_0}^{(0)} p(S_{i_1}^{(1)} / S_{i_0}^{(0)}, 0) \dots p(S_{i_k}^{(k)} / S_{i_{k-1}}^{(k-1)}, (k-1), \dots, S_{i_0}^{(0)}, 0) \dots p(S_{i_k}^{(m)} / S_{i_{m-1}}^{(m-1)}, (m-1), \dots, S_{i_{m-k}}^{(m-k)}, (m-k)). \quad (33)$$

Таким образом, мы рассмотрели основные разновидности марковских цепей как возможных моделей процессов технической эксплуатации авионики.

Стационарная марковская модель процесса технической эксплуатации

Определение аналитических функций интенсивности отказов и вероятности безотказной работы авионики по статистическим данным приведено в [5]. Пусть объект эксплуатации может находиться в 2-х состояниях: S_1 – работоспособное состояние использования по назначению; S_2 – неработоспособное состояние, в котором проводится восстановление работоспособности.

В момент времени $l = 0$ объект находится в S_2 , т.е. $P^{(0)} = (0, 1)$. Матрица переходных вероятностей имеет вид

$$P_1^S = \begin{bmatrix} 0,99 & 0,01 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

Определим вероятности попадания объекта в состояния S_1 и S_2 за 4 шага:

$$p^{(1)}(S_1/S_2) = 1,$$

$$p^{(1)}(S_2/S_2) = 0;$$

$$p^{(2)}(S_1/S_2) = p^{(1)}(S_1/S_2)p(S_1/S_2) + p^{(1)}(S_2/S_2)p(S_1/S_2) = 0,99;$$

$$p^{(2)}(S_2/S_2) = p^{(1)}(S_1/S_2)p(S_2/S_2) + p^{(1)}(S_2/S_2)p(S_2/S_2) = 0,01;$$

$$p^{(3)}(S_1/S_2) = p^{(2)}(S_1/S_2)p(S_1/S_1) + p^{(2)}(S_2/S_2)p(S_1/S_2) = 0,9901;$$

$$p^{(3)}(S_2/S_2) = p^{(2)}(S_1/S_2)p(S_2/S_2) + p^{(2)}(S_2/S_2)p(S_2/S_2) = 0,0099;$$

$$p^{(4)}(S_1/S_2) = p^{(3)}(S_1/S_2)p(S_1/S_1) + p^{(3)}(S_2/S_2)p(S_1/S_2) = 0,990099;$$

$$p^{(4)}(S_2/S_2) = p^{(3)}(S_1/S_2)p(S_2/S_2) + p^{(3)}(S_2/S_2)p(S_2/S_2) = 0,009901.$$

Определим безусловные вероятности попадания объекта в состояния S_1 и S_2 за 4 шага:

$$p^{(1)}(S_1) = p^{(0)}(S_1)p(S_1/S_1) + p^{(0)}(S_2)p(S_1/S_2) = 1;$$

$$p^{(1)}(S_2) = 0;$$

$$p^{(2)}(S_1) = p^{(1)}(S_1)p(S_1/S_1) + p^{(1)}(S_2)p(S_1/S_2) = 0,99;$$

$$p^{(2)}(S_2) = 0,01;$$

$$p^{(3)}(S_1) = p^{(2)}(S_1)p(S_1/S_1) + p^{(2)}(S_2)p(S_1/S_2) = 0,9901;$$

$$p^{(3)}(S_2) = 0,0099;$$

$$p^{(4)}(S_1) = p^{(3)}(S_1)p(S_1/S_1) + p^{(3)}(S_2)p(S_1/S_2) = 0,990099;$$

$$p^{(4)}(S_2) = 0,009901.$$

Вычислим вероятности того, что в начавшемся в состоянии S_2 процессе первое попадание в S_2 произойдет на $l = \overline{1,4}$ шаге:

$$f^{(1)}(S_2/S_2) = \frac{p^{(1)}(S_2/S_2)}{p^{(0)}(S_2/S_2)} = 0;$$

$$f^{(2)}(S_2/S_2) = \frac{p^{(2)}(S_2/S_2) - f^{(1)}(S_2/S_2)p^{(1)}(S_2/S_2)}{p^{(0)}(S_2/S_2)} = 0,01;$$

$$f^{(3)}(S_2/S_2) = \frac{\{p^{(3)}(S_2/S_2) - f^{(1)}(S_2/S_2)p^{(2)}(S_2/S_2) - f^{(2)}(S_2/S_2)p^{(1)}(S_1/S_2)\}}{p^{(0)}(S_2/S_2)} = 0,0099;$$

$$f^{(4)}(S_2/S_2) = \frac{\{p^{(4)}(S_2/S_2) - f^{(1)}(S_2/S_2)p^{(3)}(S_2/S_2) - f^{(2)}(S_2/S_2)p^{(2)}(S_1/S_2) - f^{(3)}(S_2/S_2)p^{(1)}(S_2/S_2)\}}{p^{(0)}(S_2/S_2)} = 0,009801.$$

Среднее время возвращения объекта в состояние S_2 определим по формуле (13)

$$\begin{aligned} \mu(S_2) &= 1 \cdot f^{(1)}(S_2/S_1) + 2 \cdot f^{(2)}(S_2/S_2) + \\ &+ 3 \cdot f^{(3)}(S_2/S_2) + 4 \cdot f^{(4)}(S_2/S_2) = 1 \cdot 2 + 2 \cdot 0,01 + 3 \cdot 0,0099 + 4 \cdot 0,009801 = \\ &= 2 \cdot 0,01 + \sum_{l=3}^{\infty} (0,99)^{l-1} 0,01 \cdot l \end{aligned}$$

Стационарные вероятности состояний S_1 и S_2 определим из (14) и (15):

$$\pi(S_1) = \pi(S_1)p(S_1/S_1) + \pi(S_2)p(S_1/S_2),$$

$$\pi(S_1) + \pi(S_2) = 1,$$

$$\pi(S_1) = \pi(S_1)p(S_1/S_1) + (1 - \pi(S_1))p(S_1/S_2),$$

$$\pi(S_1) = \frac{p(S_1/S_2)}{1 - p(S_1/S_1) + p(S_1/S_2)} = \frac{1}{1 - 0,99 + 1} = \frac{1}{1,01} = 0,99(0099);$$

$$\pi(S_2) = 0,00(9901).$$

Среднее время $\mu(S_2)$ можно определить следующим образом

$$\mu(S_2) = \frac{1}{\pi(S_2)} = \frac{1}{0,00(9901)} \approx 100,91.$$

Нестационарная марковская модель процесса технической эксплуатации

Пусть матрицы переходных вероятностей имеют вид:

$$P_1^{NS} = \begin{pmatrix} 0,99 & 0,01 \\ 1 & 0 \end{pmatrix}; P_2^{NS} = \begin{pmatrix} 0,98 & 0,01 \\ 1 & 0 \end{pmatrix};$$

$$P_3^{NS} = \begin{pmatrix} 0,97 & 0,03 \\ 1 & 0 \end{pmatrix}; P_4^{NS} = \begin{pmatrix} 0,96 & 0,04 \\ 1 & 0 \end{pmatrix}.$$

То есть поведение объекта описывается НСМЦ.

Определим вероятности попадания объекта в состояния S_1 и S_2 за 4 шага:

$$p^{(1)}(S_1/S_2, 1) = 1,$$

$$p^{(1)}(S_2/S_2, 1) = 0,$$

$$p^{(2)}(S_1/S_2, 2) = p^{(1)}(S_1/S_2, 1)p(S_1/S_1, 2) + p^{(1)}(S_2/S_2, 1)p(S_1/S_2, 2) = 1 \cdot 0,98 = 0,98;$$

$$p^{(2)}(S_2/S_2, 2) = 1 - 0,98 = 0,02;$$

$$p^{(3)}(S_2/S_2, 3) = p^{(2)}(S_2/S_2, 2)p(S_1/S_1, 3) +$$

$$+ p^{(2)}(S_2/S_2, 2)p(S_1/S_2, 3) = 0,98 \cdot 0,97 + 0,02 \cdot 1 = 0,9706;$$

$$p^{(3)}(S_2/S_2, 3) = 1 - 0,9706 = 0,0294;$$

$$p^{(4)}(S_1/S_2, 4) = p^{(3)}(S_1/S_2, 3)p(S_1/S_1, 4) +$$

$$+ p^{(3)}(S_2/S_2, 3)p(S_1/S_2, 4) = 0,9706 \cdot 0,96 + 0,0294 \cdot 1 = 0,961176;$$

$$p^{(4)}(S_2/S_2, 4) = 1 - p^{(4)}(S_1/S_2, 4).$$

Вычислим вероятности того, что в начавшемся в состоянии S_1 процессе первое попадание в S_2 произойдет на $l = \overline{1, 4}$ шаге:

$$f^{(1)}(S_2/S_2, 1) = \frac{p^{(1)}(S_2/S_2, 1)}{p^{(0)}(S_2/S_2, 0)} = 0;$$

$$f^{(2)}(S_2/S_2, 2) = \frac{p^{(2)}(S_2/S_2, 2) - f^{(1)}(S_2/S_2, 1)p^{(1)}(S_2/S_2, 1)}{p^{(0)}(S_2/S_2, 0)} = 0,02;$$

$$f^{(3)}(S_2/S_2, 3) = \frac{\{p^{(3)}(S_2/S_2, 3) - f^{(1)}(S_2/S_2, 1)p^{(2)}(S_2/S_2, 2) - f^{(2)}(S_2/S_2, 2)p^{(1)}(S_2/S_2, 1)\}}{p^{(0)}(S_2/S_2, 0)} = 0,0294;$$

$$f^{(4)}(S_2/S_2, 4) = \{p^{(4)}(S_2/S_2, 4) - f^{(1)}(S_2/S_2, 1)p^{(3)}(S_2/S_2, 3) -$$

$$- f^{(2)}(S_2/S_2, 2)p^{(2)}(S_2/S_2, 2) - f^{(3)}(S_2/S_2, 3)p^{(1)}(S_2/S_2, 1)\} / p^{(0)}(S_2/S_2, 0) = 0,0306.$$

Среднее время возвращения объекта в состояние S_2 можно определить по формуле (23).

Таким образом, показана принципиальная возможность описания простейших процессов технической эксплуатации авионики с помощью стационарных и нестационарных марковских цепей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Air Transport Association Handbook, 1990.
2. Определение терминов ИКАО, используемых в Конвенции о международной гражданской авиации, Приложениях к ней, а также правилах аэронавигационного обслуживания. DOC 9569, 1991.
3. **Кузнецов С.В.** Анализ структуры современных комплексов и система авионики воздушных судов гражданской авиации // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Авионика. - 1998. - № 3. - С. 5-26.
4. **Воробьев В.Г., Зыль В.П., Кузнецов С.В.** Основы теории технической эксплуатации ПНО. - М.: Транспорт, 1999.
5. **Кузнецов С.В.** Определение аналитических функций интенсивности отказов и вероятности безотказной работы пилотажно-навигационного оборудования по статистическим данным // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 185. - С. 19 – 26.

**PROCESSES AND SYSTEMS OF AVIONICS TECHNICAL OPERATION
AS MARKOV CHAINS MATHEMATICAL MODELS****Kuznetsov S.V.**

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

Key words: mathematical models, processes and systems, technical operation, avionics, Markov chains.

Сведения об авторе

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

УДК 621.396

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ЛИТИЙ-ИОННЫХ АККУМУЛЯТОРАХ ПОТЕНЦИАЛЬНО-ПОТОКОВЫМ МЕТОДОМ

С.П. ХАЛЮТИН, Б.В. ЖМУРОВ, И.Е. СТАРОСТИН

Разрабатывается математическая модель в электрических параметрах физико-химических процессов в литий-ионных аккумуляторах. Идентифицируются из семейства разрядных кривых параметры разработанной модели (для режима разрядки). Используя параметры этой модели, получаем в численном виде модель литий-ионного аккумулятора.

Ключевые слова: литий-ионные аккумуляторы, физико-химические процессы, потенциально-потокосые модели.

В основе работы литий-ионного аккумулятора (или литий-полимерного аккумулятора) лежит принцип внедрения-извлечения ионов лития в обладающие определённой структурой матрицы (интеркаляция ионов). Такие матрицы выступают в качестве «хозяина», предоставляющего свободные пространства своей структуры «гостю», которым является ион лития. При этом гость – ион лития, Li^+ – при осуществлении как заряда, так и разряда аккумулятора одновременно внедряется в одну из матриц и уходит из другой. Это послужило основой для первоначального названия работы подобных структур «кресло-качалка». Средой, через которую происходит перенос иона лития, является твердый или жидкий электролит. Схема работы литий-ионных аккумуляторов приведена на рис. 1 [1; 2].

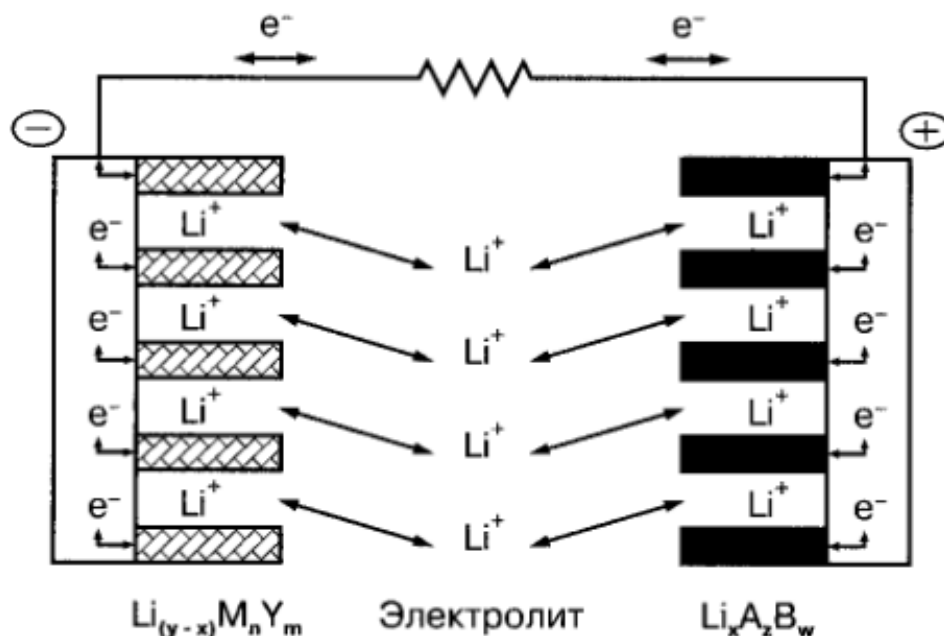
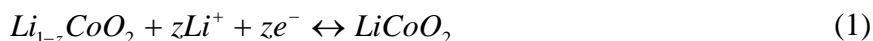


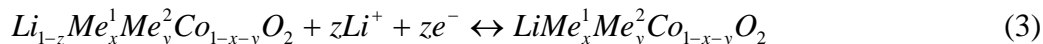
Рис. 1. Схема работы литий-ионного аккумулятора

Из этой схемы видно, что процесс не ограничивается переносом только иона лития. Одновременно в том же направлении происходит перенос электрона, так что убыль положительного заряда Li^+ на положительном электроде компенсируется уходом электрона, а прибыль положительного заряда Li^+ на отрицательном электроде – приходом электрона.

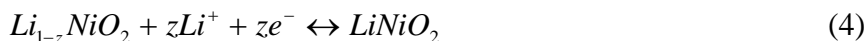
На положительном электроде в зависимости от его химического состава протекает одна из реакций [1; 2]:



в случае положительных электродов первой группы;



в случае положительных электродов второй группы;



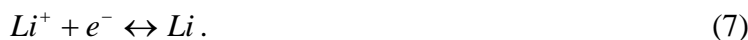
в случае положительных электродов третьей группы; случаи четвертой и пятой групп записываются аналогично (1) – (4), основываясь на вышеописанных процессах внедрения/извлечения ионов лития в положительную матрицу/из положительной матрицы (интеркаляции/деинтеркаляции) соответственно. Основная токообразующая реакция на отрицательном электроде имеет вид [1; 2]



В случае, если отрицательный электрод содержит еще и сплавы, то в этом электроде образование тока происходит еще и за счет металлического лития в соответствии с уравнением реакции [1; 3]



Прямое направление этой реакции соответствует разряду, а обратное – заряду [1; 4]. Более того, при заряде может иметь место и побочное выделение лития в соответствии с уравнением реакции

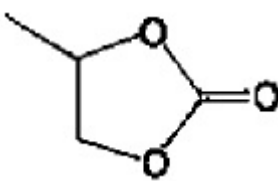


Прямое направление реакции (7) соответствует заряду, а обратное – разряду. Вследствие выделения лития имеют место реакции лития с органическим растворителем, а также с влагой [1].

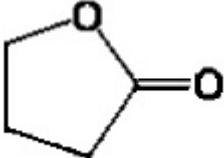
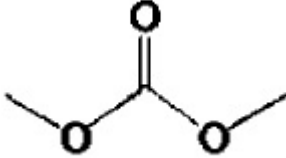
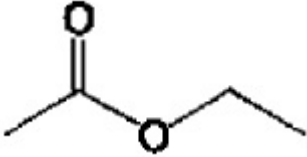
Более того, при первом заряде аккумулятора на отрицательном электроде образуется карбонатная пленка в соответствии с реакциями, перечисленными в табл. 1 (в зависимости от вида электролита).

Таблица 1

Реакции растворителей некоторых жидких электролитов [1; 4; 5]

Название и условное обозначение	Формула	Уравнения сопряженных химических реакций
Пропиленкарбонат (PC)		$PC + 2Li^+ + 2e^- \leftrightarrow$ $\leftrightarrow Li_2CO_3 + CH_2 = CH - CH_3;$ $2PC + 2Li^+ + 2e^- \leftrightarrow$ $\leftrightarrow CH_2 = CH - CH_2 - OCO_2Li +$ $+ CH_3 - CH_2 - CH_2 - OCO_2Li;$ $2PC + 2Li^+ + 2e^- \leftrightarrow$ $CH_3 - CH - CH_2 - OCO_2Li$ $\leftrightarrow \quad $ $CH_3 - CH - CH_2 - OCO_2Li$

Продолжение табл. 1

<p>γ-бутиролактон (γBL)</p>		$2\gamma BL + 2Li^+ + 2e^- \leftrightarrow$ $\leftrightarrow CH_2 = CH - CH_2 - CO_2Li +$ $+ CH_3 - CH_2 - CH_2 - CO_2Li;$ $2\gamma BL + 2Li^+ + 2e^- \leftrightarrow$ $CH_2 - CH_2 - CH_2 - CO_2Li$ $\leftrightarrow \begin{array}{c} \\ CH_2 - CH_2 - CH_2 - CO_2Li \end{array}$
<p>Диметилкарбонат (DMC)</p>		$DMC + 2Li^+ + 2e^- \leftrightarrow$ $\leftrightarrow Li_2CO_3 + CH_3 - CH_3;$ $DMC + 2Li^+ + 2e^- \leftrightarrow$ $\leftrightarrow CH_3 - OCO_2Li + LiCH_3;$ $DMC + 2Li^+ + 2e^- \leftrightarrow$ $\leftrightarrow CH_3 - OCOLi + LiOCH_3$
<p>Этилацетат (EA)</p>		$EA + 2Li^+ + 2e^- \leftrightarrow$ $\leftrightarrow CH_3 - CO_2Li + LiCH_2 - CH_3;$ $EA + 2Li^+ + 2e^- \leftrightarrow$ $\leftrightarrow CH_3 - COLi + LiO - CH_2 - CH_3$

Также имеют место процессы диффузии ионов лития через электролит.

Следует также отметить, что при разрядке аккумулятора имеют место процессы разрушения положительного электрода, но мы эту уже побочную электрохимическую реакцию здесь не рассматриваем. Также мы не рассматриваем здесь побочные процессы взаимодействия лития с электролитом и соответственно процессы взаимодействия реагентов, образующихся в результате взаимодействия лития с электролитом.

Итак, мы рассмотрели основные физико-химические процессы в литий-ионном аккумуляторе. Рассмотрим теперь математическое моделирование этих процессов. Математическое моделирование производится на основе потенциально-потокowego метода, разработанного в работах [6 – 9], основанного на современной неравновесной термодинамике. Сущность этого метода заключается в том, что определяются термодинамические силы, действующие в рассматриваемой системе (движущие неравновесные процессы) [6 – 11], методами современной термодинамики, а также восприимчивости системы к этим силам [6 – 9; 11]. Зная термодинамические силы, движущие неравновесные процессы и восприимчивости системы к этим силам, строим на основе потенциально-потокowego метода математическую модель. В работах [12; 13] потенциально-потоковой метод вышеописанным способом применяется к химическим превращениям. Электрохимия моделируется потенциально-потокowym методом аналогично химии [7; 13], более того, в соответствии с законом Фарадея [14; 15] от мер химических реакций мы переходим к перенесенному в результате этой реакции заряду, а разложив электрохимический потенциал на электрическую и неэлектрическую составляющие, получим связь химического средства (термодинамической силы, движущей

химические [15], в том числе и электрохимические [14; 15] превращения) с разностью потенциалов и ЭДС [7; 14; 16]. Перейдя в случае электрохимии от химических величин потенциально-поточковых уравнений к электрохимическим, получим уравнения схемы замещения электрохимической системы [7].

Применив потенциально-поточковый метод к электрохимическим процессам в литий-ионных аккумуляторах, получим схему замещения, изображенную на рис. 2. Эта схема замещения описывается следующей системой уравнений:

- уравнения переноса электрического заряда:

$$\begin{aligned}
 r^+ \frac{\delta \Delta q^+}{dt} + \frac{\Delta q^+ - \Delta q}{C_{\text{об}}^+} &= \varepsilon^+; \quad r_o^- \frac{\delta \Delta q_o^-}{dt} + \frac{\Delta q^- - \Delta q}{C_{\text{об}}^-} = \varepsilon_o^-; \quad r_m \frac{\delta \Delta q_m}{dt} + \frac{\Delta q_m - \Delta q}{C_m} = 0; \\
 r_{Li}^- \frac{\delta \Delta q_{Li}^-}{dt} + \frac{\Delta q^- - \Delta q}{C_{\text{об}}^-} &= \varepsilon_{Li}^-; \quad r_{Li_2Me}^- \frac{\delta \Delta q_{Li_2Me}^-}{dt} + \frac{\Delta q^- - \Delta q}{C_{\text{об}}^-} = \varepsilon_{Li_2Me}^-; \\
 r_{Li_2CO_3}^- \frac{\delta \Delta q_{Li_2CO_3}^-}{dt} + \frac{\Delta q^- - \Delta q}{C_{\text{об}}^-} &= \varepsilon_{Li_2CO_3}^- + \varepsilon_{Li_2CO_3}^{nep-}; \quad \varepsilon_{Li_2CO_3}^{nep-} = \sum_{j=1}^{N_{c.p.}} K_{Li_2CO_3}^{nepj-} \left(\varepsilon_{\xi_{nepj-}} - \frac{\Delta q^- - \Delta q}{C_{\text{об}}^-} \right); \\
 r_{nepi-} \frac{\delta \Delta q^{nepi-}}{dt} + \frac{\Delta q^- - \Delta q}{C_{\text{об}}^-} &= \varepsilon_{\xi_{nepi-}} + \varepsilon_{nepi-}^{Li_2CO_3}; \quad \varepsilon_{nepi-}^{Li_2CO_3} = K_{nepi-}^{Li_2CO_3} \left(\varepsilon_{Li_2CO_3}^- - \frac{\Delta q^- - \Delta q}{C_{\text{об}}^-} \right) + \\
 + \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^{N_{c.p.}} K_{nepij-} &\left(\varepsilon_{\xi_{nepj-}} - \frac{\Delta q^- - \Delta q}{C_{\text{об}}^-} \right), \quad i = 1, N_{c.p.}; \\
 (\varphi_a^+ - \varphi_a^-) &= \varepsilon^+ + \varepsilon_o^- - r^+ \frac{\delta \Delta q^+}{dt} - r_o^- \frac{\delta \Delta q_o^-}{dt} - r_m \frac{\Delta q_m}{dt}; \\
 \Delta q^- &= \Delta q_o^- + \Delta q_{Li}^- + \Delta q_{Li_2Me}^- + \Delta q_{Li_2CO_3}^- + \sum_{j=1}^{N_{c.p.}} \Delta q^{nepj-}.
 \end{aligned}$$

Полученные уравнения описывают схему замещения, изображенную на рис. 3;

- уравнения для ЭДС:

$$\varepsilon^+ = \varepsilon_0^+ \left(1 - \frac{\left(\frac{\Delta q^+}{q_0^+} - 1 \right)^{n^+}}{\left(e^{\frac{\Delta q_{\text{max}}^+}{q_0^+}} - 1 \right)} \right); \quad \varepsilon^- = \varepsilon_0^- \left(1 - \frac{\left(\frac{\Delta q^-}{q_0^-} - 1 \right)^{n^-}}{\left(e^{\frac{\Delta q_{\text{max}}^-}{q_0^-}} - 1 \right)} \right);$$

- уравнения для сопротивлений перехода электрод-электролит:

$$\begin{aligned}
 r^+ &= \frac{r^{o+} S^{o+}}{S^+}; \quad r_o^- = \frac{r_o^{o-} S^{o-}}{S^-}; \quad r_{Li}^- = \frac{r_{Li}^{o-} S^{o-}}{S^-}; \quad r_{Li_2Me}^- = \frac{r_{Li_2Me}^{o-} S^{o-}}{S^-}; \\
 r_{Li_2CO_3}^- &= \frac{r_{Li_2CO_3}^{o-} S^{o-}}{S^-}; \quad r_{nepi-} = \frac{r_{nepi-}^{o-} S^{o-}}{S^-}, \quad i = 1, N_{c.p.};
 \end{aligned}$$

- уравнение для сопротивления мембраны

$$r_m = \frac{1}{\sigma_{Li^+}} \frac{2d_s}{S^+ + S^-}.$$

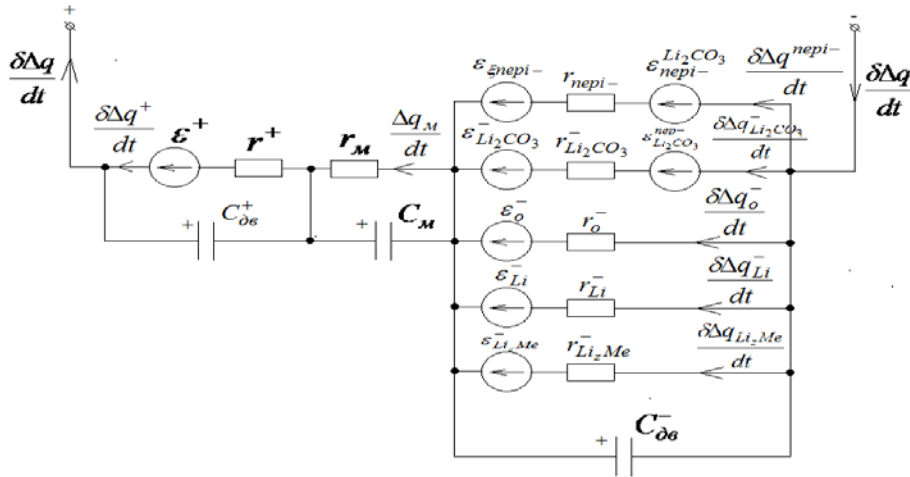


Рис. 2. Схема замещения электрохимических процессов в литий-ионных аккумуляторах

Используя схему замещения, показанную на рис. 2, рассмотрим разрядку аккумулятора. Для процесса разрядки аккумулятора схема замещения, изображенная на рис. 2, примет вид, показанный на рис. 3. Отсюда уравнения для разряжающегося аккумулятора примут вид:

$$I_p = \frac{\delta\Delta q}{dt}; \tag{1}$$

$$r_M \frac{\Delta q_M}{dt} + \frac{\Delta q_M - \Delta q}{C_M} = 0; U_p = \varepsilon^+ + \varepsilon_o^- - (r^+ + r_o^-)I_p - r_M \frac{\delta\Delta q_M}{dt}, \tag{2}$$

где U_p - напряжение разряжающегося аккумулятора ($U_p = \varphi_a^+ - \varphi_a^-$). Рассмотрим мембрану.

Введя заряд на обкладках емкости в схеме замещения $C_M \Delta q_{C_M}$

$$\Delta q_{C_M} = \Delta q_M - \Delta q, \tag{3}$$

получим согласно (1) и (2)

$$r_M \frac{\Delta q_{C_M}}{dt} + \frac{\Delta q_{C_M}}{C_M} = -r_M I_p. \tag{4}$$

Полагая электропроводность мембраны постоянной и емкость мембраны тоже, а также к моменту начала разрядки аккумулятора концентрацию электролита равномерно распределенной, а значит, Δq_{C_M} к моменту начала разрядки равным нулю, получим решение уравнения (4) в виде

$$\Delta q_{C_M} = -e^{-\frac{t}{r_M C_M}} \int_0^t I_p e^{\frac{t'}{r_M C_M}} dt'. \tag{5}$$

Согласно (1), (3), (5) имеем

$$\frac{\delta\Delta q_M}{dt} = \frac{e^{-\frac{t}{r_M C_M}}}{r_M C_M} \int_0^t I_p e^{\frac{t'}{r_M C_M}} dt' = I_p - I_p e^{-\frac{t}{r_M C_M}} - e^{-\frac{t}{r_M C_M}} \int_0^t e^{\frac{t'}{r_M C_M}} \frac{dI_p}{dt} dt. \tag{6}$$

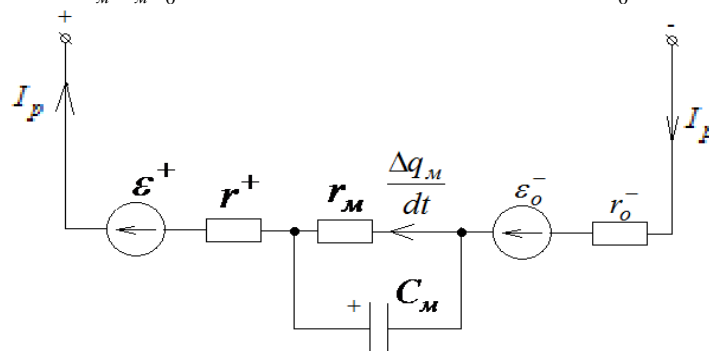


Рис. 3. Схема замещения разряжающегося аккумулятора

Согласно (2) и (6) имеем

$$U_p = \varepsilon^+ + \varepsilon_o^- - (r^+ + r_o^-)I_p - \frac{e^{-\frac{t}{r_m C_m}}}{C_m} \int_0^t I_p e^{\frac{t'}{r_m C_m}} dt'. \quad (7)$$

Согласно уравнениям для ЭДС уравнение (7), учитывая $\Delta q^+ = \Delta q$, $\Delta q^- = \Delta q$, примет вид

$$U_p = \varepsilon_0^+ \left(1 - \frac{\left(\frac{Q}{e^{q_0^+} - 1} \right)^{n^+}}{\left(e^{\frac{\Delta q_{\max}^+}{q_0^+}} - 1 \right)} \right) + \varepsilon_0^- \left(1 - \frac{\left(\frac{Q}{e^{q_0^-} - 1} \right)^{n^-}}{\left(e^{\frac{\Delta q_{\max}^-}{q_0^-}} - 1 \right)} \right) - (r^+ + r_o^-)I_p - \frac{e^{-\frac{t}{r_m C_m}}}{C_m} \int_0^t I_p e^{\frac{t'}{r_m C_m}} dt', \quad (8)$$

где Q - емкость, отданная во внешнюю цепь к текущему моменту разрядки аккумулятора ($Q = \Delta q$). Отсюда согласно (1)

$$Q = \int_0^t I_p dt'. \quad (9)$$

Рассмотрим сопротивления r^+ , r_o^- . Эти сопротивления зависят от поляризации (перераспределения) электролита. Будем полагать, что эта зависимость линейная:

$$r^+ = r_0^+ + \frac{\bar{r}_{пол}^+ - r_0^+}{|\Delta \bar{q}_{C_m}|} |\Delta q_{C_m}|; \quad r_o^- = r_{o0}^- + \frac{\bar{r}_{o.пол}^- - r_{o0}^-}{|\Delta \bar{q}_{C_m}|} |\Delta q_{C_m}|, \quad (10)$$

где r_0^+ , r_{o0}^- - сопротивления электродных реакций на положительном и отрицательном электродах неполяризованного электролита; $\bar{r}_{пол}^+$, $\bar{r}_{o.пол}^-$ - сопротивления электродных реакций на положительном и отрицательном электродах поляризованного электролита при условии заряда на C_m , равного $\Delta \bar{q}_{C_m}$. Согласно (5), (8), (10) имеем

$$U_p = \varepsilon_0^+ \left(1 - \frac{\left(\frac{Q}{e^{q_0^+} - 1} \right)^{n^+}}{\left(e^{\frac{\Delta q_{\max}^+}{q_0^+}} - 1 \right)} \right) + \varepsilon_0^- \left(1 - \frac{\left(\frac{Q}{e^{q_0^-} - 1} \right)^{n^-}}{\left(e^{\frac{\Delta q_{\max}^-}{q_0^-}} - 1 \right)} \right) - \frac{e^{-\frac{t}{r_m C_m}}}{C_m} \int_0^t I_p e^{\frac{t'}{r_m C_m}} dt' - \left(r_0^+ + r_{o0}^- + \frac{\bar{r}_{пол}^+ + \bar{r}_{o.пол}^- - r_0^+ - r_{o0}^-}{|\Delta \bar{q}_{C_m}|} e^{-\frac{t}{r_m C_m}} \int_0^t I_p e^{\frac{t'}{r_m C_m}} dt' \right) I_p. \quad (11)$$

Согласно (11) получим для разрядки постоянным током

$$U_p = \varepsilon_0^+ \left(1 - \frac{\left(\frac{Q}{e^{q_0^+} - 1} \right)^{n^+}}{\left(e^{\frac{\Delta q_{\max}^+}{q_0^+}} - 1 \right)} \right) + \varepsilon_0^- \left(1 - \frac{\left(\frac{Q}{e^{q_0^-} - 1} \right)^{n^-}}{\left(e^{\frac{\Delta q_{\max}^-}{q_0^-}} - 1 \right)} \right) + r_m I_p e^{-\frac{Q}{r_m C_m I_p}} - \left(r_0^+ + r_m + r_{o0}^- + \frac{\bar{r}_{пол}^+ + \bar{r}_{o.пол}^- - r_0^+ - r_{o0}^-}{|\Delta \bar{q}_{C_m}|} C_m r_m I_p \left(1 - e^{-\frac{Q}{r_m C_m I_p}} \right) \right) I_p. \quad (12)$$

В случае разрядки постоянным током согласно (5) получим выражения для заряда Δq_{C_m} и максимального заряда $\Delta \bar{q}_{C_m}$:

$$\Delta q_{C_m} = -C_m r_m I_p \left(1 - e^{-\frac{Q}{r_m C_m I_p}} \right); \quad \Delta \bar{q}_{C_m} = C_m r_m I_p. \quad (13)$$

Согласно (13) уравнения (11) и (12) примут вид:

$$U_p = \varepsilon_0^+ \left(1 - \frac{e^{\frac{q}{q_0^+} - 1}}{e^{\frac{\Delta q_{max}^+}{q_0^+} - 1}} \right)^{n^+} + \varepsilon_0^- \left(1 - \frac{e^{\frac{q}{q_0^-} - 1}}{e^{\frac{\Delta q_{max}^-}{q_0^-} - 1}} \right)^{n^-} - \frac{e^{-\frac{t}{r_m C_m}}}{C_m} \int_0^t I_p e^{\frac{t'}{r_m C_m}} dt' - \left(r_0^+ + r_{o0}^- + \frac{\bar{r}_{пол}^+ + \bar{r}_{о.пол}^- - r_0^+ - r_{o0}^-}{C_m r_m I_p} e^{-\frac{t}{r_m C_m}} \int_0^t I_p e^{\frac{t'}{r_m C_m}} dt' \right) I_p; \tag{14}$$

$$U_p = \varepsilon_0^+ \left(1 - \frac{e^{\frac{q}{q_0^+} - 1}}{e^{\frac{\Delta q_{max}^+}{q_0^+} - 1}} \right)^{n^+} + \varepsilon_0^- \left(1 - \frac{e^{\frac{q}{q_0^-} - 1}}{e^{\frac{\Delta q_{max}^-}{q_0^-} - 1}} \right)^{n^-} + r_m I_p e^{-\frac{q}{r_m C_m I_p}} - \left(r_0^+ + r_m + r_{o0}^- + (\bar{r}_{пол}^+ + \bar{r}_{о.пол}^- - r_0^+ - r_{o0}^-) \left(1 - e^{-\frac{q}{r_m C_m I_p}} \right) \right) I_p. \tag{15}$$

Используя разрядные кривые, идентифицируем параметры, входящие в (15), а значит, и получим в численном виде уравнение (14).

Рассмотрим пример аккумулятора QL079KM. Семейство разрядных кривых этого аккумулятора показано на рис. 4.

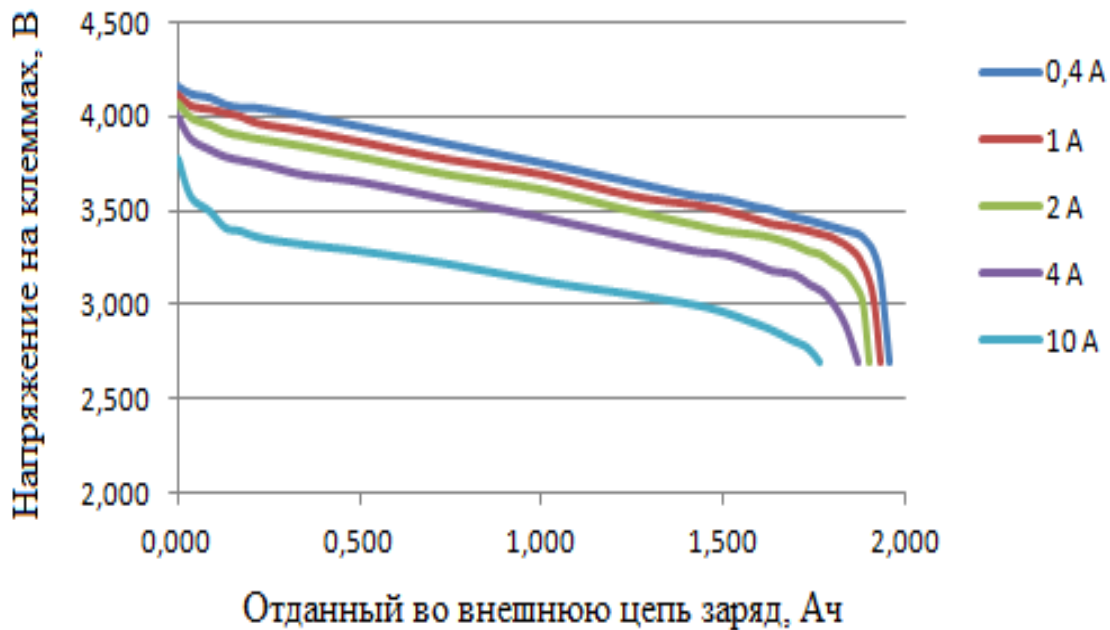


Рис. 4. Семейство разрядных кривых при различных токах разряда

На основе этого семейства кривых получены параметры, входящие в уравнение (15), а также сопротивления переходов электрод-электролит таким образом, чтобы кривые, построенные в соответствии с (15), совпали с экспериментальными кривыми, показанными на рис. 4. Эти данные приведены в табл. 2, 3.

Таблица 2

Параметры литий-ионного аккумулятора QL079KM,
не зависящие от тока разрядки

Номинальная емкость, Ач	2,000
Сопротивление мембраны r_m , Ом	0,060
Емкость мембраны C_m , Ф	0,120
Максимальная зарядовая емкость положительного электрода Δq_{\max}^+ , Ач	2,000
Максимальная зарядовая емкость отрицательного электрода Δq_{\max}^- , Ач	2,000
Зарядовая постоянная положительного электрода q_0^+ , Ач	1,500
Зарядовая постоянная отрицательного электрода q_0^- , Ач	0,070
Степенная константа положительного электрода n^+	1,000
Степенная константа отрицательного электрода n^-	1,500
ЭДС положительного электрода, В	0,910
ЭДС отрицательного электрода, В	3,290
Суммарная ЭДС электродов, В	4,200

Таблица 3

Параметры аккумулятора, зависящие от тока разряда

Ток разряда I_p , А	Суммарное сопротивление переходов электрод-электролит неполяризованного электролита $r_0^+ + r_{o0}^-$, Ом	Суммарное сопротивление переходов электрод-электролит поляризованного электролита $\bar{r}_{пол}^+ + \bar{r}_{o,пол}^-$, Ом
0,400	0,115	0,055
1,000	0,085	0,102
2,000	0,062	0,059
4,000	0,050	0,033
10,000	0,042	0,017

Подставив в уравнение (12) параметры аккумулятора QL079KM, приведенные в табл. 2, 3, получим разрядные кривые, совпадающие с соответствующими кривыми, показанными на рис. 4.

Приведенные данные в табл. 2, 3 подставим в уравнение (14), получив в численном виде модель литий-ионного аккумулятора для произвольно меняющегося во времени тока разряда.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кедринский И.А., Яковлев В.Г. Литий-ионные аккумуляторы. - Красноярск: «Платина», 2002.
2. Попова С.С., Денисов А.В., Денисова Г.П. Химические источники тока // Литий-ионные аккумуляторы пленочной конструкции. - Саратов: Сарат. гос. техн. ун-т, 2009.
3. Кабанов Б.Н., Астахов И.И., Киселёва И.Г. Электрохимическое внедрение щелочных металлов // Успехи химии. - 1965. - Т. 34. - № 10. - С. 1813-1830.

4. Талалаева Т.В., Кочешков К.А. Методы элементоорганической химии: литий, натрий, калий, рубидий, цезий. - М.: Наука, 1971. - Т. 1.
5. Aurbach D., Daroux M.L., Faguy P.W., Yeager E. // Identification of Surface Films Formed on Lithium in Propylene Carbonate Solutions / J. Electrochem. Soc. 1987. V. 134, No 7. pp. 1611-1620.
6. Халютин С.П., Старостин И.Е. Потенциально-поточный метод моделирования неравновесных процессов // Известия высших учебных заведений. Физико-математические науки. - 2012. - Т. 2. - С. 25 – 35.
7. Халютин С.П., Тюляев М.Л., Жмуров Б.В., Старостин И.Е. Моделирование сложных электро-энергетических систем летательных аппаратов. - М.: Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010.
8. Старостин И.Е. Потенциально-поточные (квазиградиентные) имитационные математические модели неравновесных процессов // Моделирование неравновесных систем: материалы тринадцатого всероссийского семинара. - Красноярск, 2010.
9. Быков В.И., Старостин И.Е., Халютин С.П. Построение для простых подсистем сложной системы матрицы восприимчивостей потенциально-поточных уравнений // Сложные системы. - 2013. - № 3(8). - С. 83 – 106.
10. Жоу Д., Касас-Баскес Х., Лебон Дж. Расширенная необратимая термодинамика. - М. - Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика»; Институт компьютерных исследований, 2006.
11. Эткин В.А. Энергодинамика (синтез теорий переноса и преобразования энергии). - СПб.: Наука, 2008.
12. Быков В.И., Старостин И.Е. Квазиградиентные модели динамики закрытых химических систем // Химическая физика. - 2012. - Т. 31. - № 1. - С. 38 – 42.
13. Быков В.И., Старостин И.Е. Квазиградиентные модели динамики химических превращений в закрытых химически-реагирующих системах // Сложные системы. - 2012. - № 4(5). - С. 59 – 77.
14. Багоцкий В.С. Основы электрохимии. - М.: Химия, 1988.
15. Пригожин И., Дефэй Р. Химическая термодинамика. - Новосибирск: Изд-во «Наука», 1966.

MATHEMATICAL MODELING OF ELECTROCHEMICAL PROCESSES IN LITHIUM-ION BATTERIES POTENTIALLY STREAMING METHOD

Halutin S.P., Zhmurov B.V., Starostin I.E.

Mathematical models in the electrical parameters of physico-chemical processes in lithium-ion batteries are developed. The developed model parameters (discharge mode) are identified out of family of discharging curve. By using of the parameters of this model we get the numerically model of lithium-ion battery.

Key words: lithium-ion batteries, physico-chemical processes, potential-flow models.

Сведения об авторах

Халютин Сергей Петрович, 1968 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1990), МГУ им. М.В. Ломоносова (1993), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, начальник кафедры электрооборудования (и метрологии) Военного учебно-научного центра ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 110 научных работ, область научных интересов – авиационная электроэнергетика, анализ и проектирование сложных электроэнергетических систем.

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

Старостин Игорь Евгеньевич, 1987 г.р., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (2011), старший научный сотрудник ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», автор 25 научных работ, область научных интересов – моделирование неравновесных процессов в физических и химических системах.

УДК 629.735

МОДЕЛЬ КАНАЛА БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

А.Г. ДЕМЧЕНКО

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

Данная статья посвящена математическому моделированию канала бортовой системы электроснабжения переменного тока. Рассматривается моделирование синхронного генератора, распределительной сети и трёхфазной статической нагрузки в составе канала бортовой системы электроснабжения (СЭС) переменного тока.

Ключевые слова: математическое моделирование, система электроснабжения, синхронный генератор, трёхфазная нагрузка.

Вопросам моделирования электроэнергетических систем и их элементов посвящены многочисленные работы [1; 2; 3].

На основании ранее полученных результатов моделирования электроэнергетических систем в [4; 5] в данной работе рассматриваются математические модели синхронного генератора, распределительной сети и трёхфазной статической нагрузки в составе канала бортовой системы электроснабжения (СЭС) переменного тока, выводится математическая модель канала СЭС переменного тока.

Структура канала бортовой СЭС переменного тока

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

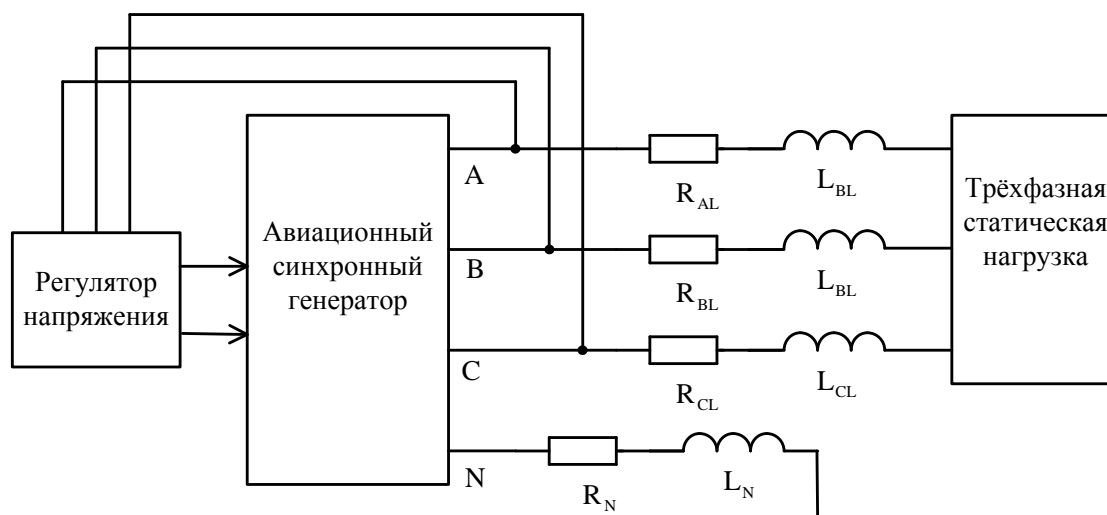


Рис. 1. Структурная схема канала бортовой СЭС переменного тока

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

Модель синхронного генератора

Модель синхронного генератора реализована в фазной системе координат с использованием уравнений напряжений и потокосцеплений для обмотки статора и цепей ротора.

Система уравнений напряжений обмотки статора имеет вид

$$\begin{cases} u_A(t) = -\frac{d\psi_A(t)}{dt} - r i_A(t) \\ u_B(t) = -\frac{d\psi_B(t)}{dt} - r i_B(t) , \\ u_C(t) = -\frac{d\psi_C(t)}{dt} - r i_C(t) \end{cases} \quad (1)$$

где $u_A(t)$, $u_B(t)$, $u_C(t)$ - мгновенные значения фазных напряжений синхронного генератора; $\psi_A(t)$, $\psi_B(t)$, $\psi_C(t)$ - мгновенные значения потокосцеплений контуров статора; $i_A(t)$, $i_B(t)$, $i_C(t)$ - мгновенные значения фазных токов синхронного генератора; r - активное сопротивление фазы синхронного генератора.

Применяя к системе уравнений (1) преобразование Лапласа, получаем

$$\begin{cases} U_A(p) = -p\Psi_A(p) - rI_A(p) \\ U_B(p) = -p\Psi_B(p) - rI_B(p) . \\ U_C(p) = -p\Psi_C(p) - rI_C(p) \end{cases} \quad (2)$$

В матричной форме система уравнений (2) запишется в следующем виде

$$\begin{bmatrix} U_A(p) \\ U_B(p) \\ U_C(p) \end{bmatrix} = -p \begin{bmatrix} \Psi_A(p) \\ \Psi_B(p) \\ \Psi_C(p) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} r & 0 & 0 \\ 0 & r & 0 \\ 0 & 0 & r \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_A(p) \\ I_B(p) \\ I_C(p) \end{bmatrix} . \quad (3)$$

Система уравнений напряжений цепей ротора имеет вид

$$\begin{cases} u_f(t) = \frac{d\psi_f(t)}{dt} + r_f i_f(t) \\ 0 = \frac{d\psi_{rd}(t)}{dt} + r_{rd} i_{rd}(t) , \\ 0 = \frac{d\psi_{rq}(t)}{dt} + r_{rq} i_{rq}(t) \end{cases} \quad (4)$$

где $u_f(t)$ - мгновенное значение напряжения на обмотке возбуждения синхронного генератора; $\psi_f(t)$, $\psi_{rd}(t)$, $\psi_{rq}(t)$ - мгновенные значения потокосцеплений контуров ротора; $i_f(t)$, $i_{rd}(t)$, $i_{rq}(t)$ - мгновенные значения токов цепей ротора синхронного генератора; r_f - активное сопротивление обмотки возбуждения; r_{rd} - активное сопротивление продольного демпферного контура; r_{rq} - активное сопротивление поперечного демпферного контура.

Применяя к системе уравнений (4) преобразование Лапласа, получаем

$$\begin{cases} U_f(p) = p\Psi_f(p) + r_f I_f(p) \\ 0 = p\Psi_{rd}(p) + r_{rd} I_{rd}(p) . \\ 0 = p\Psi_{rq}(p) + r_{rq} I_{rq}(p) \end{cases} \quad (5)$$

В матричной форме система уравнений (5) запишется в следующем виде

$$\begin{bmatrix} U_f(p) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = p \begin{bmatrix} \Psi_f(p) \\ \Psi_{rd}(p) \\ \Psi_{rq}(p) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_f & 0 & 0 \\ 0 & r_{rd} & 0 \\ 0 & 0 & r_{rq} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_f(p) \\ I_{rd}(p) \\ I_{rq}(p) \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Система уравнений потокосцеплений контуров статора имеет вид

$$\begin{cases} \psi_A(t) = L_A i_A(t) + M_{AB} i_B(t) + M_{AC} i_C(t) + M_{Af} i_f(t) + M_{Ard} i_{rd}(t) + M_{Arq} i_{rq}(t) \\ \psi_B(t) = M_{AB} i_A(t) + L_B i_B(t) + M_{BC} i_C(t) + M_{Bf} i_f(t) + M_{Brd} i_{rd}(t) + M_{Brq} i_{rq}(t), \\ \psi_C(t) = M_{AC} i_A(t) + M_{BC} i_B(t) + L_C i_C(t) + M_{Cf} i_f(t) + M_{Crd} i_{rd}(t) + M_{Crq} i_{rq}(t) \end{cases} \quad (7)$$

где L_A, L_B, L_C - индуктивности фаз обмотки статора генератора; M_{AB}, M_{BC}, M_{AC} - взаимои-
ндуктивности фаз обмотки статора генератора; $M_{Af}, M_{Bf}, M_{Cf}, M_{Ard}, M_{Brd}, M_{Crd}, M_{Arq}, M_{Brq},$
 M_{Crq} - взаимои-ндуктивности обмотки статора и контуров ротора.

Применяя к системе уравнений (7) преобразование Лапласа, получаем

$$\begin{cases} \Psi_A(p) = L_A I_A(p) + M_{AB} I_B(p) + M_{AC} I_C(p) + M_{Af} I_f(p) + M_{Ard} I_{rd}(p) + M_{Arq} I_{rq}(p) \\ \Psi_B(p) = M_{AB} I_A(p) + L_B I_B(p) + M_{BC} I_C(p) + M_{Bf} I_f(p) + M_{Brd} I_{rd}(p) + M_{Brq} I_{rq}(p) \cdot \\ \Psi_C(p) = M_{AC} I_A(p) + M_{BC} I_B(p) + L_C I_C(p) + M_{Cf} I_f(p) + M_{Crd} I_{rd}(p) + M_{Crq} I_{rq}(p) \end{cases} \quad (8)$$

В матричной форме система уравнений (8) запишется в следующем виде

$$\begin{bmatrix} \Psi_A(p) \\ \Psi_B(p) \\ \Psi_C(p) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_A & M_{AB} & M_{AC} \\ M_{AB} & L_B & M_{BC} \\ M_{AC} & M_{BC} & L_C \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_A(p) \\ I_B(p) \\ I_C(p) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{Af} & M_{Ard} & M_{Arq} \\ M_{Bf} & M_{Brd} & M_{Brq} \\ M_{Cf} & M_{Crd} & M_{Crq} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_f(p) \\ I_{rd}(p) \\ I_{rq}(p) \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Система уравнений потокосцеплений контуров ротора имеет вид

$$\begin{cases} \psi_f(t) = M_{Af} i_A(t) + M_{Bf} i_B(t) + M_{Cf} i_C(t) + L_f i_f(t) + M_{frd} i_{rd}(t) \\ \psi_{rd}(t) = M_{Ard} i_A(t) + M_{Brd} i_B(t) + M_{Crd} i_C(t) + M_{frd} i_f(t) + L_{rd} i_{rd}(t), \\ \psi_{rq}(t) = M_{Arq} i_A(t) + M_{Brq} i_B(t) + M_{Crq} i_C(t) + L_{rq} i_{rq}(t) \end{cases} \quad (10)$$

где L_f, L_{rd}, L_{rq} - индуктивности роторных цепей генератора; M_{frd} - взаимои-ндуктивность об-
мотки возбуждения и продольного демпферного контура.

Применяя к системе уравнений (10) преобразование Лапласа, получаем

$$\begin{cases} \Psi_f(p) = M_{Af} I_A(p) + M_{Bf} I_B(p) + M_{Cf} I_C(p) + L_f I_f(p) + M_{frd} I_{rd}(p) \\ \Psi_{rd}(p) = M_{Ard} I_A(p) + M_{Brd} I_B(p) + M_{Crd} I_C(p) + M_{frd} I_f(p) + L_{rd} I_{rd}(p) \cdot \\ \Psi_{rq}(p) = M_{Arq} I_A(p) + M_{Brq} I_B(p) + M_{Crq} I_C(p) + L_{rq} I_{rq}(p) \end{cases} \quad (11)$$

В матричной форме система уравнений (11) запишется в следующем виде

$$\begin{bmatrix} \Psi_f(p) \\ \Psi_{rd}(p) \\ \Psi_{rq}(p) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{Af} & M_{Bf} & M_{Cf} \\ M_{Ard} & M_{Brd} & M_{Crd} \\ M_{Arq} & M_{Brq} & M_{Crq} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_A(p) \\ I_B(p) \\ I_C(p) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_f & M_{frd} & 0 \\ M_{frd} & L_{rd} & 0 \\ 0 & 0 & L_{rq} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_f(p) \\ I_{rd}(p) \\ I_{rq}(p) \end{bmatrix}. \quad (12)$$

Таким образом, математическую модель синхронного генератора можно описать следую-
щей системой матричных уравнений

$$\begin{cases} [u_s] = -p[\psi_s] - [r_s] \cdot [i_s] \\ [u_r] = p[\psi_r] + [r_r] \cdot [i_r] \\ [\psi_s] = [L_{ss}] \cdot [i_s] + [L_{sr}] \cdot [i_r] \\ [\psi_r] = [L_{rs}] \cdot [i_s] + [L_{rr}] \cdot [i_r] \end{cases}, \quad (13)$$

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

в преобразовании Лапласа;

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

женных в преобразовании Лапласа;

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

ратора, выраженных в преобразовании Лапласа;

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

тора, выраженных в преобразовании Лапласа;

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

образовании Лапласа;

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

ных в преобразовании Лапласа;

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

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

$$[\mathbf{L}_{SS}] = \begin{bmatrix} L_A & M_{AB} & M_{AC} \\ M_{AB} & L_B & M_{BC} \\ M_{AC} & M_{BC} & L_C \end{bmatrix} - \text{матрица индуктивностей обмотки статора};$$

$$[\mathbf{L}_{SR}] = \begin{bmatrix} M_{Af} & M_{Ard} & M_{Arq} \\ M_{Bf} & M_{Brd} & M_{Brq} \\ M_{Cf} & M_{Crd} & M_{Crq} \end{bmatrix} - \text{матрица взаимоиндуктивностей обмотки статора и цепей ротора};$$

$$[\mathbf{L}_{RS}] = \begin{bmatrix} M_{Af} & M_{Bf} & M_{Cf} \\ M_{Ard} & M_{Brd} & M_{Crd} \\ M_{Arq} & M_{Brq} & M_{Crq} \end{bmatrix} - \text{матрица взаимоиндуктивностей цепей ротора и обмотки статора};$$

$$[\mathbf{L}_{RR}] = \begin{bmatrix} L_f & M_{frd} & 0 \\ M_{frd} & L_{rd} & 0 \\ 0 & 0 & L_{rq} \end{bmatrix} - \text{матрица индуктивностей цепей ротора}.$$

Моделирование трёхфазной статической нагрузки

При моделировании трёхфазной статической нагрузки использовалась математическая модель трёхфазной статической активно-индуктивной нагрузки.

Система уравнений, описывающая трёхфазную статическую активно-индуктивную нагрузку

$$\begin{cases} u_{AH}(t) = R_{AH}i_A(t) + L_{AH} \frac{di_A(t)}{dt} \\ u_{BH}(t) = R_{BH}i_B(t) + L_{BH} \frac{di_B(t)}{dt} \\ u_{CH}(t) = R_{CH}i_C(t) + L_{CH} \frac{di_C(t)}{dt} \end{cases}, \quad (14)$$

где $u_{AH}(t)$, $u_{BH}(t)$, $u_{CH}(t)$ - мгновенные значения фазных напряжений нагрузки; $i_A(t)$, $i_B(t)$, $i_C(t)$ - мгновенные значения фазных токов нагрузки; R_{AH} , R_{BH} , R_{CH} - активные сопротивления фаз нагрузки; L_{AH} , L_{BH} , L_{CH} - индуктивности фаз нагрузки.

Применяя к системе уравнений (14) преобразование Лапласа, получаем систему уравнений

$$\begin{cases} U_{AH}(p) = R_{AH}I_A(p) + pL_{AH}I_A(p) \\ U_{BH}(p) = R_{BH}I_B(p) + pL_{BH}I_B(p) \\ U_{CH}(p) = R_{CH}I_C(p) + pL_{CH}I_C(p) \end{cases}. \quad (15)$$

Выполняя необходимые преобразования, получаем:

$$\begin{cases} U_{AH}(p) = I_A(p) \cdot (R_{AH} + pL_{AH}) \\ U_{BH}(p) = I_B(p) \cdot (R_{BH} + pL_{BH}) \\ U_{CH}(p) = I_C(p) \cdot (R_{CH} + pL_{CH}) \end{cases}; \quad (16)$$

$$\begin{cases} U_{AH}(p) = I_A(p) \cdot Z_{AH}(p) \\ U_{BH}(p) = I_B(p) \cdot Z_{BH}(p) \\ U_{CH}(p) = I_C(p) \cdot Z_{CH}(p) \end{cases}, \quad (17)$$

где $Z_{AH}(p) = R_{AH} + pL_{AH}$ - операторное сопротивление фазы А нагрузки; $Z_{BH}(p) = R_{BH} + pL_{BH}$ - операторное сопротивление фазы В нагрузки; $Z_{CH}(p) = R_{CH} + pL_{CH}$ - операторное сопротивление фазы С нагрузки.

Записывая систему уравнений (17) в матричной форме, получаем математическую модель трёхфазной статической активно-индуктивной нагрузки:

$$\begin{bmatrix} U_{AH}(p) \\ U_{BH}(p) \\ U_{CH}(p) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{AH}(p) & 0 & 0 \\ 0 & Z_{BH}(p) & 0 \\ 0 & 0 & Z_{CH}(p) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_A(p) \\ I_B(p) \\ I_C(p) \end{bmatrix}; \quad (18)$$

$$[U_H] = [Z_H] \cdot [I_s], \quad (19)$$

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

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

Моделирование системы распределения бортовой СЭС

Система распределения бортовой СЭС включает в себя соединительную и коммутационную аппаратуру, установленную между генератором и нагрузкой.

В настоящей работе математическая модель системы распределения представлена с учётом сопротивлений проводов, соединяющих генератор и нагрузку.

Система операторных сопротивлений системы распределения

$$\begin{cases} u_{AL}(t) = R_{AL}i_A(t) + L_{AL} \frac{di_A(t)}{dt} \\ u_{BL}(t) = R_{BL}i_B(t) + L_{BL} \frac{di_B(t)}{dt} \\ u_{CL}(t) = R_{CL}i_C(t) + L_{CL} \frac{di_C(t)}{dt} \end{cases}, \quad (20)$$

где $u_{AL}(t)$, $u_{BL}(t)$, $u_{CL}(t)$ - мгновенные значения падений напряжений на соединительных проводах; $i_A(t)$, $i_B(t)$, $i_C(t)$ - мгновенные значения фазных токов нагрузки; R_{AL} , R_{BL} , R_{CL} - активные сопротивления соединительных проводов; L_{AL} , L_{BL} , L_{CL} - индуктивности соединительных проводов.

Применяя к системе уравнений (20) преобразование Лапласа, получаем систему уравнений

$$\begin{cases} U_{AL}(p) = R_{AL}I_A(p) + pL_{AL}I_A(p) \\ U_{BL}(p) = R_{BL}I_B(p) + pL_{BL}I_B(p) \\ U_{CL}(p) = R_{CL}I_C(p) + pL_{CL}I_C(p) \end{cases}. \quad (21)$$

Выполняя необходимые преобразования, получаем:

$$\begin{cases} U_{AL}(p) = I_A(p) \cdot (R_{AL} + pL_{AL}) \\ U_{BL}(p) = I_B(p) \cdot (R_{BL} + pL_{BL}) \\ U_{CL}(p) = I_C(p) \cdot (R_{CL} + pL_{CL}) \end{cases} \quad (22)$$

$$\begin{cases} U_{AL}(p) = I_A(p) \cdot Z_{AL}(p) \\ U_{BL}(p) = I_B(p) \cdot Z_{BL}(p) \\ U_{CL}(p) = I_C(p) \cdot Z_{CL}(p) \end{cases} \quad (23)$$

где $Z_{AL}(p) = R_{AL} + pL_{AL}$ - операторное сопротивление провода фазы А; $Z_{BL}(p) = R_{BL} + pL_{BL}$ - операторное сопротивление провода фазы В; $Z_{CL}(p) = R_{CL} + pL_{CL}$ - операторное сопротивление провода фазы С.

Записывая систему уравнений (23) в матричной форме, получаем математическую модель трёхфазной статической активно-индуктивной нагрузки:

$$\begin{bmatrix} U_{AL}(p) \\ U_{BL}(p) \\ U_{CL}(p) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{AL}(p) & 0 & 0 \\ 0 & Z_{BL}(p) & 0 \\ 0 & 0 & Z_{CL}(p) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_A(p) \\ I_B(p) \\ I_C(p) \end{bmatrix}; \quad (24)$$

$$[U_L] = [Z_L] \cdot [I_s], \quad (25)$$

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

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

Получение математической модели канала бортовой СЭС переменного тока

Сопоставим структурной схеме (рис. 1) электрическую схему замещения (рис. 2-4).

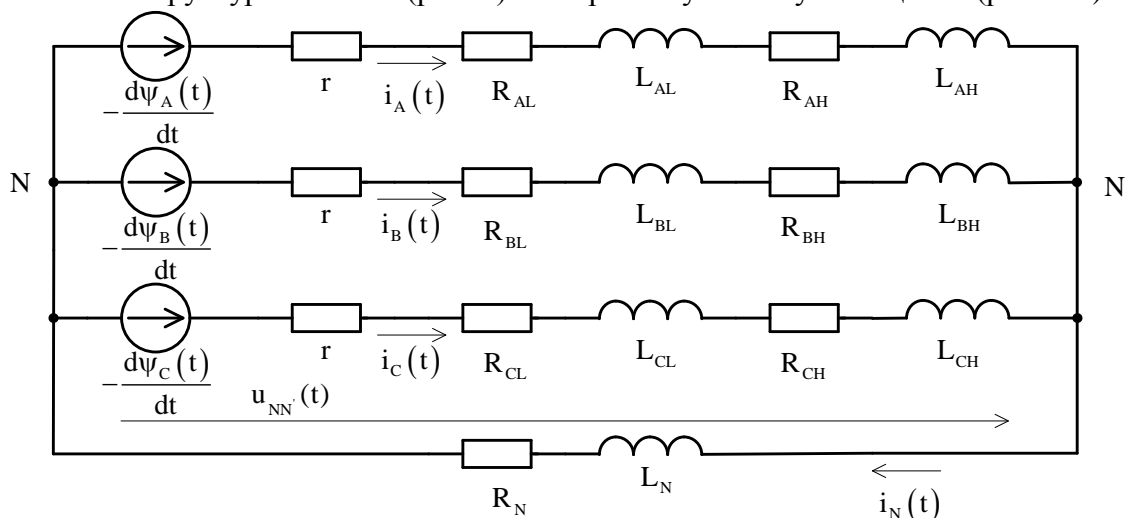


Рис. 2. Схема замещения канала бортовой СЭС переменного тока

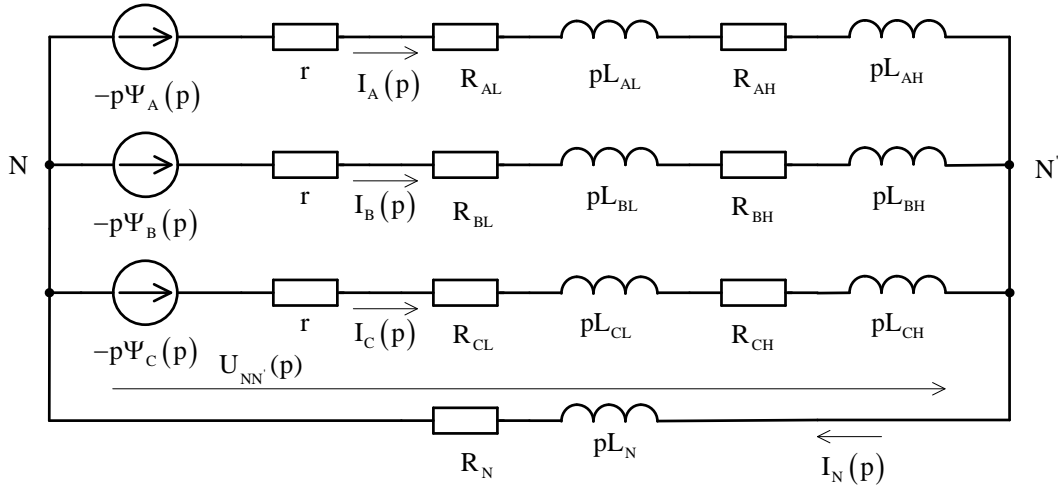


Рис. 3. Схема замещения канала бортовой СЭС переменного тока в операторной форме

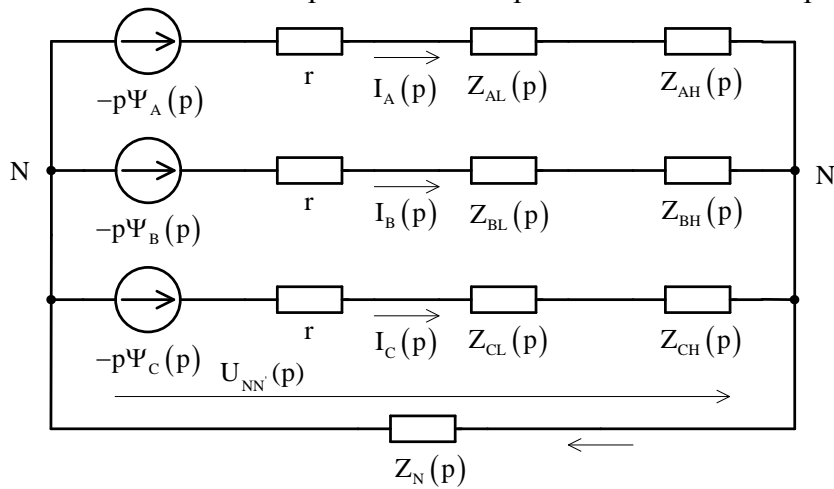


Рис. 4. Модель трёхфазной статической нагрузки

Для получения математической модели канала СЭС составим уравнения напряжений и токов, учитывающие взаимосвязь модели генератора, модели системы распределения и модели трёхфазной статической нагрузки (рис. 4)

$$\begin{cases} I_N(p) = I_A(p) + I_B(p) + I_C(p) \\ -p\Psi_A(p) = I_A(p) \cdot r + U_{AL}(p) + U_{AH}(p) - U_{NN'}(p) \\ -p\Psi_B(p) = I_B(p) \cdot r + U_{BL}(p) + U_{BH}(p) - U_{NN'}(p) \\ -p\Psi_C(p) = I_C(p) \cdot r + U_{CL}(p) + U_{CH}(p) - U_{NN'}(p) \\ U_{NN'}(p) = -I_N(p) \cdot (R_N + pL_N) \end{cases} \quad (26)$$

Выполняя необходимые преобразования, получаем:

$$\begin{cases} I_N(p) = I_A(p) + I_B(p) + I_C(p) \\ -p\Psi_A(p) - I_A(p) \cdot r = U_{AL}(p) + U_{AH}(p) - U_{NN'}(p) \\ -p\Psi_B(p) - I_B(p) \cdot r = U_{BL}(p) + U_{BH}(p) - U_{NN'}(p) \\ -p\Psi_C(p) - I_C(p) \cdot r = U_{CL}(p) + U_{CH}(p) - U_{NN'}(p) \\ U_{NN'}(p) = -I_N(p) \cdot Z_N(p) \end{cases} \quad (27)$$

$$\begin{cases} I_N(p) = \frac{U_{AH}(p)}{Z_{AH}(p)} + \frac{U_{BH}(p)}{Z_{BH}(p)} + \frac{U_{CH}(p)}{Z_{CH}(p)} \\ U_A(p) = U_{AL}(p) + U_{AH}(p) - U_{NN'}(p) \\ U_B(p) = U_{BL}(p) + U_{BH}(p) - U_{NN'}(p) \\ U_C(p) = U_{CL}(p) + U_{CH}(p) - U_{NN'}(p) \\ U_{NN'}(p) = -U_{AH}(p) \cdot \frac{Z_N(p)}{Z_{AH}(p)} - U_{BH}(p) \cdot \frac{Z_N(p)}{Z_{BH}(p)} - U_{CH}(p) \cdot \frac{Z_N(p)}{Z_{CH}(p)} \end{cases} \quad (28)$$

Подставляя пятое уравнение системы (28) во второе, третье и четвертое, получаем систему уравнений

$$\begin{cases} U_A(p) = U_{AL}(p) + U_{AH}(p) \cdot \left(1 + \frac{Z_N(p)}{Z_{AH}(p)}\right) + U_{BH}(p) \cdot \frac{Z_N(p)}{Z_{BH}(p)} + U_{CH}(p) \cdot \frac{Z_N(p)}{Z_{CH}(p)} \\ U_B(p) = U_{BL}(p) + U_{AH}(p) \cdot \frac{Z_N(p)}{Z_{AH}(p)} + U_{BH}(p) \cdot \left(1 + \frac{Z_N(p)}{Z_{BH}(p)}\right) + U_{CH}(p) \cdot \frac{Z_N(p)}{Z_{CH}(p)} \\ U_C(p) = U_{CL}(p) + U_{AH}(p) \cdot \frac{Z_N(p)}{Z_{AH}(p)} + U_{BH}(p) \cdot \frac{Z_N(p)}{Z_{BH}(p)} + U_{CH}(p) \cdot \left(1 + \frac{Z_N(p)}{Z_{CH}(p)}\right) \end{cases} \quad (29)$$

Записывая систему уравнений (29) в матричной форме, получаем

$$\begin{bmatrix} U_A(p) \\ U_B(p) \\ U_C(p) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(1 + \frac{Z_N(p)}{Z_{AH}(p)}\right) & \frac{Z_N(p)}{Z_{BH}(p)} & \frac{Z_N(p)}{Z_{CH}(p)} \\ \frac{Z_N(p)}{Z_{AH}(p)} & \left(1 + \frac{Z_N(p)}{Z_{BH}(p)}\right) & \frac{Z_N(p)}{Z_{CH}(p)} \\ \frac{Z_N(p)}{Z_{AH}(p)} & \frac{Z_N(p)}{Z_{BH}(p)} & \left(1 + \frac{Z_N(p)}{Z_{CH}(p)}\right) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} U_{AH}(p) \\ U_{BH}(p) \\ U_{CH}(p) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_{AL}(p) \\ U_{BL}(p) \\ U_{CL}(p) \end{bmatrix} \quad (30)$$

Получаем матричное уравнение связи модели генератора с моделью системы распределения и с моделью трёхфазной статической нагрузки

$$[u_s] = [A] \cdot [u_H] + [u_L], \quad (31)$$

$$\text{где } [A] = \begin{bmatrix} \left(1 + \frac{Z_N(p)}{Z_{AH}(p)}\right) & \frac{Z_N(p)}{Z_{BH}(p)} & \frac{Z_N(p)}{Z_{CH}(p)} \\ \frac{Z_N(p)}{Z_{AH}(p)} & \left(1 + \frac{Z_N(p)}{Z_{BH}(p)}\right) & \frac{Z_N(p)}{Z_{CH}(p)} \\ \frac{Z_N(p)}{Z_{AH}(p)} & \frac{Z_N(p)}{Z_{BH}(p)} & \left(1 + \frac{Z_N(p)}{Z_{CH}(p)}\right) \end{bmatrix}.$$

Для получения математической модели канала СЭС дополним математическую модель генератора (13) уравнениями математической модели системы распределения (25) и уравнениями математической модели трёхфазной статической активно-индуктивной нагрузки (19)

$$\begin{cases} [u_s] = -p[\psi_s] - [r_s] \cdot [i_s] \\ [u_r] = p[\psi_r] + [r_r] \cdot [i_r] \\ [\psi_s] = [L_{ss}] \cdot [i_s] + [L_{sr}] \cdot [i_r] \\ [\psi_r] = [L_{rs}] \cdot [i_s] + [L_{rr}] \cdot [i_r] \\ [u_L] = [Z_L] \cdot [i_s] \\ [u_H] = [Z_H] \cdot [i_s] \\ [u_s] = [A] \cdot [u_H] + [u_L] \end{cases} \quad (32)$$

При анализе переходных процессов в канале бортовой СЭС полагаем неизвестными следующие величины: $[u_s]$, $[i_s]$, $[\psi_s]$, $[\psi_r]$, $[u_L]$, $[u_H]$.

Определим из системы уравнений (32) величины: $[u_s]$, $[i_s]$, $[u_L]$, $[u_H]$.

Выражаем из второго уравнения системы (32) матрицу потокосцеплений $[\psi_r]$ и подставляем в третье уравнение системы:

$$[\psi_r] = \frac{1}{p} \cdot ([u_r] - [r_r] \cdot [i_r]); \quad \frac{1}{p} \cdot ([u_r] - [r_r] \cdot [i_r]) = [L_{rs}] \cdot [i_s] + [L_{rr}] \cdot [i_r].$$

Выполняя далее необходимые преобразования, получаем:

$$[L_{rs}] \cdot [i_s] + [L_{rr}] \cdot [i_r] + \frac{1}{p} \cdot [r_r] \cdot [i_r] = \frac{1}{p} \cdot [u_r]; \quad [L_{rs}] \cdot [i_s] + \left([L_{rr}] + \frac{1}{p} \cdot [r_r] \right) \cdot [i_r] = \frac{1}{p} \cdot [u_r];$$

$$[L_{rs}] \cdot [i_s] + [B] \cdot [i_r] = \frac{1}{p} \cdot [u_r],$$

где $[B] = [L_{rr}] + \frac{1}{p} \cdot [r_r];$

$$[i_r] = [B]^{-1} \cdot \left(\frac{1}{p} \cdot [u_r] - [L_{rs}] \cdot [i_s] \right).$$

Получившееся выражение для матрицы токов ротора $[i_r]$ подставляем в третье уравнение системы:

$$[\psi_s] = [L_{ss}] \cdot [i_s] + [L_{sr}] \cdot [B]^{-1} \cdot \left(\frac{1}{p} \cdot [U_r] - [L_{rs}] \cdot [I_s] \right);$$

$$[\Psi_s] = \left([L_{ss}] - [L_{sr}] \cdot [B]^{-1} \cdot [L_{rs}] \right) \cdot [I_s] + [L_{sr}] \cdot [B]^{-1} \cdot \frac{1}{p} \cdot [U_r];$$

$$[\psi_s] = [C] \cdot [i_s] + [L_{sr}] \cdot [B]^{-1} \cdot \frac{1}{p} \cdot [u_r],$$

где $[C] = [L_{ss}] - [L_{sr}] \cdot [B]^{-1} \cdot [L_{rs}].$

Полученное выражение для матрицы потокосцеплений статора подставляем в первое уравнение системы (32):

$$[u_s] = -p[C] \cdot [i_s] - [L_{sr}] \cdot [B]^{-1} \cdot [u_r] - [r_s] \cdot [i_s];$$

$$[u_s] = -(p[C] + [r_s]) \cdot [i_s] - [L_{sr}] \cdot [B]^{-1} \cdot [u_r];$$

$$[u_s] = -[D] \cdot [i_s] - [L_{sr}] \cdot [B]^{-1} \cdot [u_r], \quad (33)$$

где $[D] = p[C] + [r_s].$

Решая уравнение (31) совместно с уравнениями (19) и (25), получаем:

$$\begin{aligned} [u_s] &= [A] \cdot [Z_H] \cdot [i_s] + [Z_L] \cdot [i_s]; & [u_s] &= ([A] \cdot [Z_H] + [Z_L]) \cdot [i_s]; \\ [u_s] &= [E] \cdot [i_s], \end{aligned} \quad (34)$$

где $[E] = [A] \cdot [Z_H] + [Z_L]$.

Выражаем из уравнения (34) матрицу токов статора $[i_s]$ и подставляем в уравнение (33):

$$\begin{aligned} [i_s] &= [E]^{-1} \cdot [u_s]; \\ [u_s] &= -[D] \cdot [E]^{-1} \cdot [u_s] - [L_{SR}] \cdot [B]^{-1} \cdot [u_R]; & ([I] + [D] \cdot [E]^{-1}) \cdot [u_s] &= -[L_{SR}] \cdot [B]^{-1} \cdot [u_R]; \\ [F] \cdot [u_s] &= -[L_{SR}] \cdot [B]^{-1} \cdot [u_R], \end{aligned}$$

где $[F] = [I] + [D] \cdot [E]^{-1}$; $[I] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ - единичная матрица.

Получаем матрицу напряжений статора

$$[u_s] = -[F]^{-1} \cdot [L_{SR}] \cdot [B]^{-1} \cdot [u_R]. \quad (35)$$

Матрица токов статора определяется как

$$[i_s] = [E]^{-1} \cdot [u_s] = -[E]^{-1} \cdot [F]^{-1} \cdot [L_{SR}] \cdot [B]^{-1} \cdot [u_R]. \quad (36)$$

Матрица напряжений на нагрузке определяется как

$$[u_H] = [Z_H] \cdot [i_s] = -[Z_H] \cdot [E]^{-1} \cdot [F]^{-1} \cdot [L_{SR}] \cdot [B]^{-1} \cdot [u_R]. \quad (37)$$

Матрица падений напряжений на распределительной сети определяется как:

$$[u_L] = [Z_L] \cdot [i_s] = -[Z_L] \cdot [E]^{-1} \cdot [F]^{-1} \cdot [L_{SR}] \cdot [B]^{-1} \cdot [u_R]. \quad (38)$$

В ходе проведённой работы можно сделать следующие выводы:

1. В данной работе разработана математическая модель канала генерирования бортовой СЭС переменного тока. В составе канала рассматриваются математические модели синхронного генератора в фазной системе координат, математическая модель распределительной сети, математическая модель трёхфазной активно-индуктивной нагрузки.

2. В работе была использована математическая модель синхронного генератора в фазных координатах «АВС», которая в отличие от модели в координатах «dq» [4; 5] позволяет описывать процессы как в симметричных, так и в несимметричных режимах.

3. На основе математической модели канала СЭС были получены выражения для напряжений и токов обмотки статора синхронного генератора, напряжений на нагрузке, падений напряжений на соединительных проводах. Построение переходных процессов по полученным выражениям позволяет более детально изучить работу канала СЭС при различных режимах: как нормальных, так и ненормальных, и аварийных. В связи с этим появляется возможность контролировать поведение СЭС при любом ненормальном режиме, тем самым значительно снижая вероятность возникновения аварийных ситуаций в полете. Как следствие, это приводит к значительному повышению уровня безопасности полетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Важнов А.И.** Переходные процессы в машинах переменного тока. - М.: Энергия, 1980.
2. **Копылов И.П.** Электрические машины. - М.: Логос, 2000.
3. **Синдеев И.М., Савёлов А.А.** Системы электроснабжения воздушных судов. - М.: Транспорт, 1990.
4. **Демченко А.Г., Артёменко Ю.П.** Моделирование параллельной работы бортовой системы электроснабжения переменного тока в пакете MATLAB // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - №185. - С. 55 – 60.
5. **Демченко А.Г.** Моделирование элементов бортовых систем электроснабжения в программной среде MATLAB // Московская молодёжная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике - 2012»: сб. тезисов докладов. - М.: ООО «Принт-салон», 2012. - С. 13 – 14.

MODEL OF CHANNEL AIRBORN ELECTRICAL POWER SYSTEM

Demchenko A.G.

This article is devoted to math modeling of channel of alternate current airborne electrical power-supply system. Considered to modeling of synchronous generator that runs on three-phase static load.

Key words: mathematical modeling, power supply system, the synchronous generator, three-phase load.

Сведения об авторе

Демченко Алексей Геннадьевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), старший преподаватель МГТУ ГА, автор 10 научных работ, область научных интересов — эксплуатация воздушного транспорта, моделирование электроэнергетических систем.

УДК 629.735

СОВРЕМЕННЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В РАБОТЕ АВИАЦИОННОГО ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

Л.О. МАРАСАНОВ

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

Работа посвящена разработке системы информационного обеспечения технического обслуживания и ремонта (ТОиР) авиационной техники (АТ) на базе современных телекоммуникационных технологий, позволяющих обеспечить полноту, достоверность, непрерывность и своевременность необходимой в процессе ТОиР АТ информации.

Ключевые слова: информационные технологии, авиационное эксплуатационное предприятие.

В авиационных эксплуатационных предприятиях операции, связанные со сбором информации, планированием и управлением процессом технического обслуживания и ремонта (ТОиР) авиационной техники (АТ), в основном производятся на бумажных носителях. Исполнителю (технику, инженеру) приходится вручную проводить работу по поиску необходимой информации, обрабатывать огромное количество документации, что сокращает время занятия непосредственно техническим обслуживанием. Также существует возможность утери и пропуска важных данных, появления ошибок и неточностей из-за большого количества обрабатываемой информации, а также невнимательности и усталости инженера.

Рост объёма обрабатываемых данных требует новых технологий учёта и обработки. Для этого применяются персональные компьютеры (ПК) с их возросшими вычислительными мощностями и способами представления информации. Использование компьютерных технологий позволит быстро и безошибочно производить расчёты и обрабатывать большие массивы данных.

В этой связи возникла необходимость создания компьютеризированной системы информационного обеспечения ТОиР АТ. Внедрение системы на базе современных ПК окажет существенную помощь в информационном обеспечении процесса эксплуатации, что в свою очередь привело бы к уменьшению затрачиваемых времени и средств на ТОиР АТ. Наличие чётко функционирующей электронной системы информационного обеспечения во многом будет способствовать успешному решению задачи высокой эффективности технической эксплуатации АТ, позволит получить существенное конкурентное преимущество на рынке гражданских перевозок.

Инженерно-авиационная служба (ИАС)

Инженерно-авиационная служба (ИАС) призвана осуществлять инженерно-авиационное обеспечение (ИАО) летной работы на предприятиях и в учебных заведениях гражданской авиации [1]. Основное содержание ИАО - решение большого комплекса задач технической эксплуатации летательных аппаратов (ЛА), направленных на обеспечение высокой надежности и безопасности полетов, заданного уровня исправности парка ЛА и готовности к полетам, минимальной себестоимости ТОиР.

Основные задачи, решаемые ИАС:

1. Оперативное техническое обслуживание воздушного судна (ВС), поддержание летной годности ВС.
2. Инженерно-авиационное обеспечение безопасности и регулярности полетов.
3. Наземное обслуживание воздушных судов.
4. Поддержание и повышение профессионального уровня персонала ИАС.

В целях реализации возложенных основных задач ИАС выполняет следующие функции:

1. Организация и выполнение ТО АТ, контроля качества ТО АТ с целью поддержания норм летной годности воздушных судов.

2. Организация и выполнение комплекса работ по наземному обслуживанию ВС, выполняющих полёты через конкретный аэропорт (например, «Шереметьево»).
3. Анализ надежности авиационной техники и разработка мероприятий по предупреждению авиационных инцидентов, отказов и неисправностей.
4. Участие в расследовании причин отказов авиационной техники и ведение учета с представлением информации в Государственный центр «Безопасность полетов на воздушном транспорте».
5. Участие в проведении расследований авиационных событий по согласованию с инспекцией по безопасности полётов.
6. Участие в расшифровке средств объективного контроля ВС и анализе полётной информации.
7. Контроль над проведением работ по метрологической поверке измерительных приборов, оборудования и инструментов.
8. Разработка предложений по совершенствованию эксплуатационной документации.
9. Обеспечение потребностей в эксплуатационной документации, ее ведение и сохранность.
10. Осуществление учета и контроля использования материальных ресурсов, организация хранения и эффективного использования запасных частей, материалов, механизмов.
11. Подготовка инженерно-технического персонала ИАС к ТО АТ, организация их допуска к ТО АТ.
12. Изучение и анализ рынка предложений в сфере ТО АТ.
13. Подбор и расстановка кадров ИАС.
14. Проведение работ по сертификации деятельности ИАС.
15. Совершенствование производственной деятельности эксплуатационного предприятия, направленной на повышение безопасности полетов, регулярности отправок, сокращение затрат времени, труда и средств на ТО, обеспечение возможности повышения интенсивности использования ЛА.

В настоящее время в связи с развитием и сложностью авиационного оборудования и техники возрастает потребность в качественном и быстром ее обслуживании. Требуется оптимизация в обработке данных, удобный и быстрый доступ к информации о состоянии АТ. Это привело к созданию различных информационно-справочных систем на базе современных ПК.

Аппаратное обеспечение

Сегодня каждая эксплуатационная организация имеет собственный парк компьютеров, зачастую объединенных в локальную сеть предприятия. В этой сети размещается вся необходимая для ТО информация. Все современные производители ВС сопровождают свои изделия электронной документацией в формате PDF. Это в свою очередь позволяет разместить эксплуатационно-техническую документацию (ЭТД) в локальной сети предприятия. И подключенные к этой сети компьютеры всегда имеют доступ к этой информации.

Проблема в данной ситуации кроется в том, что компьютеры, подключенные к локальной сети, расположены стационарно, то есть доступ к ним и к информации возможен только в том месте, где расположен компьютер (точка подключения его к локальной сети). И техники и инженеры при проведении ТО вынуждены возвращаться с самолёта к компьютеру, чтобы найти и получить необходимую информацию. Было бы удобно, если бы технический персонал не был так ограничен и имел доступ к документации в локальной сети предприятия в любой точке на территории предприятия. Это возможно, если организовать на предприятии сеть Wi-Fi. Сеть Wi-Fi можно организовать как в ремонтном цехе (ПТО), так и на «перроне» (ОТО). При этом для обеспечения большей оперативности и мобильности целесообразно обеспечить членов эксплуатационных бригад переносными компьютерами, типа нетбуков или планшетами. Таким образом, они смогут получать доступ к электронным ресурсам предприятия из любой точки, находящейся в зоне покрытия Wi-Fi сети.

При выборе оборудования следует выбирать сертифицированное в РФ, одобренное для использования на промышленных объектах.

Программное обеспечение

В современном мире весьма важным для любой организации, фирмы и даже отдельного человека, является рациональное распределение рабочего времени, а также массовое представление информации о себе, фирме, производимых услугах и товарах и т.д. От того, насколько успешно решаются эти задачи, будет зависеть коммерческий успех предприятия. Существенную помощь в этом может оказать пакет офисных программ MS Office, в состав которого входит большой набор программ различного назначения.

С самого начала развития Интернет электронная почта была наиболее популярным приложением Интернет сети. Свыше 90 % пользователей сети обмениваются почтовыми сообщениями. Электронная почта уже стала неотъемлемым средством делового и личного общения. Одной из программ, которую многие пользователи применяют как средство обработки электронных сообщений, является пакет MS Outlook [2].

Работа с электронной почтой - лишь одна из основных возможностей данной программы. В широком смысле MS Outlook - универсальный организатор различных видов деятельности пользователя. Например, «календарь» позволяет структурировать рабочее время, «библиотека контактов» хранит справочную информацию о людях и организациях.

При наличии доступа в сеть Wi-Fi для работы можно использовать «почтовый клиент», доступный на нетбуке или планшете.

В соответствии с этим в работе авиационного предприятия можно использовать данное ПО для организации его более эффективной работы.

Имея под рукой нетбук или планшет, инженерно-технический персонал (ИТП) может получить доступ к информационно-техническим ресурсам предприятия: ЭТД; системам поиска и устранения неисправностей АТ; системам сбора производственной информации; системам учета наработки и отказов; системам заказа инструмента, запасных частей и материалов и т.п. Помимо этого в почтовом клиенте ИТП может получать актуальные уведомления и обмениваться информацией о ТО, организовывать задания, встречи и обсуждения ТО в «календаре» (Outlook).

Диспетчер производственно-диспетчерского отдела (ПДО) может осуществлять планирование деятельности в «календаре», организацию заданий на ТО, автоматическую или автоматизированную рассылку заданий инженерам и техникам.

Инженер может планировать и организовывать ТО в «календаре», устанавливать автоматическое напоминание ответственным специалистам за установленное время о необходимости выполнения того или иного задания, направлять задания на ТО по электронной почте техникам и специалистам, перенаправлять задания другим специалистам, в случае отсутствия или занятости первых, контролировать выполнение заданий.

Техник может получать задания на ТО и всю необходимую информацию для ТО: ссылку на необходимую ЭТД; инструмент; ЗИП и расходные материалы; осуществлять документирование результатов выполнения ТО: найденных и устранённых отказов и неисправностей.

Стандарты и регламентирующие документы

На сегодняшний день в Российской Федерации наработана большая нормативная база, регламентирующая разработки информационных систем. Для гражданской авиации это, прежде всего, ГОСТ 54080-2010 об утверждении понятий и требований к информационно-аналитической системе мониторинга летной годности воздушных судов и ГОСТ Р50.1-2000 «Интерактивные электронные технические руководства (ИЭТР)», определяющий формат и требования к эксплуатационным документам в электронном виде.

Следует отметить, что приведённые стандарты аналогичны зарубежным требованиям. Американские и европейские авиационные власти в своей деятельности руководствуются соответственно стандартами АТА2200 (США) и S1000D (ЕС).

В соответствии с указанными стандартами компании разработчики ВС, такие как Boeing и Airbus разработали свои решения для авиационной отрасли.

Компания Airbus разработала программу AirNav для предоставления и передачи своим заказчикам ЭТД в электронном виде. В программе используется формат файлов xml для передачи текстовой информации и sgm для иллюстраций.

Компания Boeing работает в среде аналогичной программы MadCapFlare.

Компания Dassault Systems – разработчик линейки самолетов бизнес-авиации Falcon (7X, ExEASy) использует программу ViewTec фирмы Sogitec.

Американская компания CAMP (www.campsystems.com), специализирующаяся на региональных и бизнес перевозках, использует в своей деятельности целый портал, на котором объединены несколько таких программных продуктов.

Отечественный разработчик – компания «Гражданские самолёты Сухого» использует свою разработку при эксплуатации воздушных судов SSJ100. Данное ПО полностью соответствует отечественным стандартам в данной области.

26 марта 2013 г. АРМАК направил в Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация) уведомление № 0609-691 о разрешении использовать в организациях ГА ЭТД в электронном виде. 17 апреля 2013 г. Росавиация направила в адрес эксплуатантов информационное письмо, в котором говорилось о разрешении использовать с 01.04.2013 г. ЭТД в электронном формате. Также указывалось, что под электронным форматом следует понимать одобренный вариант бумажной версии документа в формате PDF.

Данное распоряжение открывает большие возможности перед эксплуатантами для модернизации существующих систем ТОиР для использования различных средств, позволяющих ускорить процесс ТО и снизить количество ошибок при ТО.

Надежность и безопасность

Также необходимо отметить важные аспекты надежности и безопасности применения Wi-Fi оборудования на эксплуатационном предприятии [5]. Здесь следует выделить несколько существенных моментов: надежность системы электропитания; безопасность Wi-Fi для бортовых систем самолёта (безопасность полётов) и безопасность сети непосредственно самой Wi-Fi (сетевая безопасность).

Наиболее критично для информационных и телекоммуникационных систем – это отсутствие/отключение электропитания. Для этой цели используется дублирование систем электропитания и автономное питание. Это позволит исключить риск сбоев в работе и позволит обеспечить непрерывность работы предприятия в целом.

Ученые давно изучают влияние сотовых телефонов и Wi-Fi-сетей на работу бортовых систем самолёта. В результате последних исследований установлено, что влияние это незначительно и не несёт угрозы безопасности полётов. В результате чего разработчики и многие авиакомпании стали оборудовать свои самолёты оборудованием для организации доступа в сеть Интернет посредством создания сетей Wi-Fi на борту самолёта.

Для эксплуатационной организации это даже в большей степени возможно, так как ТО происходит на земле, и непосредственной угрозы БП нет. «Перрон» и цех обычно находятся на достаточном удалении от ВВП и средств УВД и не смогут оказать какого-либо влияния на БП.

Ещё одним важным аспектом деятельности является защита информации - её целостность и конфиденциальность. Так сеть Wi-Fi использует окружающее пространство для организации сети, т.е. возможность для злоумышленников получить доступ к информации или каким-либо образом её повредить. Чтобы предотвратить это, существует много методов и средств защиты.

Для передачи данных внутри Wi-Fi сети используется криптозащита с помощью ключа, генерируемого автоматически.

Для входа пользователя в рабочую среду компьютера/нетбука/планшета используется пароль, для подключения к сети тоже используется пароль. На внутренних серверах предприятия используется разграничение доступа к информации. То есть если технику по должностным обязанностям необходим определённый набор данных (ЭТД, информация о ЗИП и т.п.), то доступ к экономической и финансовой информации ему должен быть закрыт.

Вывод

Как видно из всего вышесказанного в гражданской авиации Российской Федерации сложились все условия для благоприятного появления и развития современного инновационного предприятия.

Успешное внедрение вышеприведённых рекомендаций позволит существующим отечественным эксплуатационным предприятиям и организациям более эффективно организовать свою деятельность и достойно конкурировать с зарубежными авиакомпаниями на международном рынке.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Чинючин Ю.М., Полякова И.Ф.** Основы технической эксплуатации и ремонта авиационной техники: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА, 2004. - Ч. I.
2. **Келли Дж.** Microsoft Outlook // Проблемы и решения: практич. пособие / пер. с англ. - М.: Изд-во ЭКОМ, 2002.
3. **ГОСТР 54080-2010.** Система технического обслуживания и ремонта авиационной техники. Информационно-аналитическая система мониторинга летной годности воздушных судов. - М.: Изд-во стандартов, 2010.
4. **ГОСТ Р50.1-2000.** Интерактивные электронные технические руководства (ИЭТР). - М.: Изд-во стандартов, 2000.
5. **Якубайтис Ч.Л.** Информационные сети и системы: справочная книга. - М., 2006.

MODERN TECHNOLOGIES IN THE AIRCRAFT MAINTENANCE ORGANIZATIONS OPERATION

Marasanov L.O.

Work is devoted to the development of information management system for maintenance and repair, using telecommunication technologies to ensure the completeness, accuracy, continuity and timeliness required in the maintenance and repair information.

Key words: information technologies, maintenance and repair organization.

Сведения об авторе

Марасанов Леонид Олегович, 1981 г.р., окончил МГТУ ГА (2004), старший преподаватель МГТУ ГА, автор 20 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация авиационного оборудования.

УДК 629.735

ПОДГОТОВКА ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ПЕРСОНАЛА ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ И ИХ СИСТЕМ С УЧЕТОМ ГАРМОНИЗАЦИИ С МЕЖДУНАРОДНЫМИ ТРЕБОВАНИЯМИ

С.В. КУЗНЕЦОВ

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

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

Проблема подготовки инженерно-технического персонала (ИТП) по технической эксплуатации авионики и авиационных электросистем воздушных судов с учетом гармонизации отечественных требований к персоналу с международными требованиями осознана давно [1-5], но до сих пор требует пристального внимания руководства отрасли, авиапредприятий и научно-педагогических кадров.

В ближайшие годы прогнозируется значительный рост авиапарка мировой гражданской авиации. Международная ассоциация воздушного транспорта IATA прогнозирует увеличение общего количества специалистов по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) воздушных судов (ВС) для дополнительного парка ВС до 250000 человек в 2018 г. и до 420000 человек в 2026 г. Кроме того, общее количество специалистов по ТОиР для дополнительного парка ВС и заполнения пробелов, образующихся в результате колебаний спроса и количества работников, уходящих на пенсию, составит около 400000 человек в 2018 г. и около 750000 человек в 2026 г. [6].

Международная организация гражданской авиации ИКАО и Европейское агентство авиационной безопасности EASA уделяют пристальное внимание проблеме подготовки ИТП.

В соответствии со статьёй 83bis Чикагской конвенции о Международной гражданской авиации [7] регулируется передача определенных функций и обязанностей для государств регистрации ВС. Так, в том случае, когда ВС, зарегистрированное в договаривающемся государстве, эксплуатируется в соответствии с договором аренды, фрахтования или взаимного обмена ВС эксплуатантом, основное место деятельности которого или постоянное местопребывание которого находится в другом договаривающемся государстве, то государство регистрации может по соглашению с таким другим государством передать ему все или часть своих функций и обязанностей как государства регистрации в отношении этого воздушного судна. При этом государство регистрации освобождается от ответственности в отношении переданных функций и обязанностей.

Так, например, Бермудские Острова, как государство регистрации значительного парка ВС, используемых российскими авиакомпаниями, передают свои функции по сохранению летной годности Российской Федерации. Российские эксплуатанты могут в свою очередь обеспечивать сохранение летной годности своих ВС по американским или европейским правилам FAR или EASA Part M [8]. В последнее время для ведущих российских эксплуатантов и организаций по ТОиР (Aircraft Maintenance Organisations - АМО) получение одобрения на сохранение летной годности по европейским правилам EASA Part 145 [9] стало приоритетным.

Так, например, к концу 2013 г. одобрение по EASA Part 145 имели 34 российские организации по ТОиР, включая Aeroflot Russian Airlines (EASA.145.0012), S7 ENGINEERING (EASA.145.0130), TRANSAERO AIRLINES (EASA.145.0150). Количество таких организаций неуклонно возрастает.

Руководствуясь правилами EASA Part M и EASA Part 145, российские организации по ТОиР обязаны иметь сертифицирующий (допускающий) персонал по ТОиР, отвечающий требованиям EASA Part 66 [10]. Этот авиационный персонал должен пройти обучение в учебных организациях, отвечающих требованиям EASA Part 147 [11]. Соответствующие требования ИКАО сформулированы также в Приложении 1 к Чикагской конвенции по выдаче свидетельств авиационному персоналу [12].

В последнее время ряд российских обучающих организаций получили одобрение по EASA Part 147: AEROFLOT - RUSSIAN AIRLINES TRAINING CENTER (EASA.147.0025), S7 ENGINEERING (EASA.147.0056), Open Joint - Stock Company TRANSAERO AIRLINES (EASA.147.0082) и Training Center "Aviator" (EASA.147.0085). Как правило, одобрение выдано на обучение типу ВС и не затрагивает модули дисциплин базового обучения.

В руководящем документе ИКАО [13] изложены требования к подготовке, которые, однако, не являются всеохватывающими и представляют собой рекомендуемые минимальные требования, используемые при подготовке персонала технического обслуживания воздушных судов (техников/инженеров/механиков) (Aircraft maintenance technician/engineer/mechanic - AME). Учебный курс по подготовке персонала технического обслуживания, назначаемого для выполнения обязанностей в соответствии с требованиями Приложения 1 "Выдача свидетельств авиационному персоналу" [12] и Приложения 6 "Эксплуатация воздушных судов" [14], должен включать предлагаемую в этом руководстве учебную программу, но не ограничиваться ею.

Важнейшим документом, формирующим требования к подготовке авиационного персонала, является документ ИКАО DOC 9868 ИКАО [15] (правила Procedures for Air Navigation Services - Training PANS-TRG), который отражает результаты разработки в рамках инициативы ИАТА по подготовке и квалификации персонала квалификационной системы подготовки и оценки механиков/техников/инженеров (АММТЕ) по техническому обслуживанию воздушных судов, включая персонал, обладающий правами, предоставляемыми свидетельствами или разрешениями. В этом документе содержится порядок разработки и осуществления предназначенной для получения свидетельства механика/техника/инженера по техническому обслуживанию воздушных судов (АММТЕ) квалификационной системы подготовки (competency-based training - СBT). Обращает на себя внимание особенность перевода англоязычного термина. Внедряемый в последнее время в отечественном высшем образовании так называемый компетентностный подход, по всей вероятности, имеет ту же самую терминологическую основу.

Внедрение квалификационной (или компетентностной) системы подготовки (СBT) и оценки персонала по ТОиР ВС дает ряд преимуществ с точки зрения безопасности полетов и эффективности не только для держателей свидетельства, которые удостоверяют летную годность воздушных судов или их компонентов, но также и для всего неосвидетельствованного персонала, выполняющего работу, требующуюся для такого удостоверения.

Эффективность системы управления качеством в АМО зависит от компетенции ее персонала по техническому обслуживанию. Поэтому квалификационные требования играют ключевую роль в упорядочении процесса выполнения задач, что способствует поддержанию и потенциальному совершенствованию стандартов безопасности полетов при техническом обслуживании ВС.

Внедрение правил PANS-TRG является сферой ответственности государств, и они применяются на практике в системе учебной подготовки только в том случае, когда они приняты государством. Однако в целях упрощения процесса их внедрения государствами они были изложены языком, который позволит использовать их непосредственно персоналом утвержденных учебных организаций (УУО) и других учреждений, связанных с разработкой и внедрением

учебных программ, предназначенных для получения свидетельства механика/техника/ инженера по техническому обслуживанию воздушных судов.

Методика разработки курсов ИКАО основана на модели системы организации обучения, используемой в большей части содержащегося в настоящем документе учебного материала, основанного на квалификационных требованиях.

В правилах PANS-TRG приводится общее описание применяемых при разработке и осуществлении курса для АММТЕ принципов и процедур, которые следует использовать. Они содержат квалификационные блоки, квалификационные элементы и критерии эффективности, разработанные применительно к свидетельству АММТЕ. Пример квалификационного блока показан на рисунке, где ММ – руководство по ТОиР; МОРМ – руководство по процедурам организации по ТОиР.

X. X.X X.X.X	Квалификационный блок Квалификационный элемент Критерий эффективности	Справочный материал
1.	ЛОКАЛИЗАЦИЯ НЕИСПРАВНОСТЕЙ	
1.0	Выявление и контроль потенциальных угроз и ошибок	
1.1	Подготовка к локализации неисправностей: сбор данных о неисправностях	
1.1.1	Собрать данные о неисправностях, используя записи в соответствующих журналах технического состояния ВС (печатных или электронных), сообщения пилотов или отчеты о техническом обслуживании (при наличии таковых)	МОРМ
1.1.2	Собрать данные бортовых самописцев/записи передач с борта (технические сообщения)	
1.1.3	Взять данные о неисправностях из ведомости учета технических дефектов	МОРМ
1.2	Выверка данных о неисправностях	
1.2.1	Выполнить осмотр с целью проверки физического состояния	ММ
1.2.2	Выполнить испытание в работе для проверки эксплуатационного состояния	ММ
1.2.3	Выполнить функциональное испытание для проверки функционального состояния	ММ
1.2.4	Выполнить проверку с целью выяснить, в какой степени неисправность затрудняет предусмотренное конструкцией функционирование системы с отказавшими компонентами	ММ
1.2.5	Зарегистрировать все обнаруженные неисправности	МОРМ
1.3	Выработка процедуры локализации неисправностей	
1.3.1	Просмотреть посвященный локализации неисправностей раздел руководства по техническому обслуживанию (ММ) для установления наличия процедуры локализации неисправностей	ММ
1.3.2	Выбрать процедуру локализации неисправностей при ее наличии	МОРМ
1.3.3	При отсутствии процедуры локализации неисправностей осуществить локализацию неисправностей в соответствии с общей стандартной практикой, если это представляется возможным	МОРМ
1.3.4	При отсутствии процедуры локализации неисправностей и невозможности ее выполнения в соответствии с общей практикой обратиться в инженерный департамент с просьбой разработать процедуру локализации неисправностей	МОРМ

Рисунок. Пример квалификационного блока для персонала по ТОиР ВС

В правилах приводятся рекомендации в отношении составления и разработки учебной программы для АММТЕ, приводятся образцы целей подготовки. Внедрение программ квалификационной подготовки для АММТЕ пока не носит обязательного характера. Но, очевидно, через некоторое время, когда правила PANS-TRG получат широкое распространение в утвержденных учебных организациях, программы станут обязательными.

К сожалению, отечественная нормативно-правовая база в части требований к организациям по ТОиР, авиационному персоналу по ТОиР и учебным заведениям для подготовки такого персонала пока не полностью приведена в соответствие (не гармонизирована) с международными требованиями. Внедрение компетентностного подхода в федеральных образовательных стандартах (ФГОС) во многом носило поверхностный характер без понимания его квалификационной сути в части подготовки АММТЕ.

Нормативно-правовыми документами, в которых заложены основы гармонизации с международными документами, являются Федеральные авиационные правила ФАП-145 «Организации по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники» [16] и Федеральные авиационные правила «Требования к членам экипажа воздушных судов, специалистам по техническому обслуживанию воздушных судов и сотрудникам по обеспечению полетов (полетным диспетчерам) гражданской авиации» [17]. Очевидно, что необходимо продолжить разработку отечественных нормативно-правовых документов, обеспечивающих гармонизацию с международными документами.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Кузнецов С.В.** Подготовка инженерно-технического персонала по технической эксплуатации авионики и авиационных электросистем воздушных судов с учетом гармонизации отечественных требований к персоналу с международными требованиями // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сб. тезисов докладов МНТК. - М.: МГТУ ГА, 2013.
2. **Кузнецов С.В.** Проблемы подготовки инженерно-технического персонала по технической эксплуатации воздушных судов в процессе гармонизации отечественных требований к персоналу с международными требованиями // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сб. тезисов докладов МНТК. - М.: МГТУ ГА, 2011.
3. **Кузнецов С.В.** Проблемы гармонизации базового образования российского инженерно-технического персонала гражданской авиации с европейскими требованиями // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2009. - № 148.
4. **Кузнецов С.В.** Об отражении в проектах федеральных авиационных правил концепции подготовки и переподготовки инженерно-технического персонала гражданской авиации по авионике (часть 2) // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2003. - № 71.
5. **Кузнецов С.В.** Об отражении в проектах федеральных авиационных правил концепции подготовки и переподготовки инженерно-технического персонала гражданской авиации по авионике (часть 1) // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2002. - № 48.
6. Журнал ИКАО. - 2010. - Т. 65. - № 5.
7. **DOC 7300 ИКАО.** Конвенция о Международной организации гражданской авиации (Чикагская). - 9-е изд. - 2006.
8. Continuing Airworthiness Requirements – Part M. EASA, 2010.
9. Maintenance Organisation Approvals – Part 145. EASA, 2010.
10. Maintenance Certifying Staff – Part 66. EASA, 2010.
11. Training Organisation Requirements – Part 147. EASA, 2010.
12. Приложение 1 к Конвенции о Международной организации гражданской авиации. Выдача свидетельств авиационному персоналу. - 11-е изд., 2011.
13. **Doc 7192 ИКАО.** Руководство по обучению. - Ч. D-1 "Техническое обслуживание воздушных судов (техник/инженер/механик)". - 2-е изд. - 2003.
14. Приложение 6 к Конвенции о Международной организации гражданской авиации. "Эксплуатация воздушных судов". - 11 изд., 2011.
15. **DOC 9868 ИКАО.** Правила аэронавигационного обслуживания. Подготовка персонала. - 2-е изд. - 2013.
16. **ФАП-145.** Организации по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники. Введены приказом ФАС России от 19 февраля 1999 г. № 41 (с изменениями на 13 августа 2007 года).
17. **ФАП.** Требования к членам экипажа воздушных судов, специалистам по техническому обслуживанию воздушных судов и сотрудникам по обеспечению полетов (полетным диспетчерам) гражданской авиации: приказ Минтранса РФ от 12 сентября 2008 г. № 147.

AIRCRAFT AND ITS SYSTEMS MAINTENANCE ENGINEERING STAFF TRAINING ACCORDING TO HARMONIZATION WITH INTERNATIONAL REQUIREMENTS

Kuznetsov S.V.

National system of training of aircraft maintenance engineering staff and aviation electrical systems and avionics staff requires improvement and harmonization with international requirements. The article represents the analysis of these requirements and the ways of such harmonization. Introduction of competency-based approach will significantly improve the quality of training and ensure compliance with international practice.

Key words: aircraft maintenance engineer, AME, training, harmonization, international requirements.

Сведения об авторе

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

УДК 533.694.2 + 533.6.015.7

АДАПТИВНОЕ ОТКЛОНЕНИЕ НОСКОВ КРЫЛА УЧЕБНО-БОЕВОГО САМОЛЕТА И ЕГО ВЛИЯНИЕ НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

М.В. КОНДАЛОВ

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

В данной статье приведены основные результаты численных расчетов по улучшению аэродинамического совершенства современного учебно-боевого самолета имеющего электро-дистанционную систему управления. Для определения аэродинамических характеристик использовался метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками. Представлен алгоритм отклонения механизации крыла для повышения аэродинамического качества самолета. Проведен расчет дальности и продолжительности полета учебно-боевого самолета при ступенчатом отклонении носков крыла и при реализации закона адаптивного отклонения носков для скорости $M < 0,6$.

Ключевые слова: учебно-боевой самолет, метод дискретных вихрей, механизация крыла, аэродинамическое качество.

Введение

Современные учебно-боевые самолеты должны обеспечить эффективное обучение летного состава на имеющиеся и перспективные боевые самолеты. Для этого они должны обладать близкими показателями безопасности, маневренности и боевого применения. Во многом летные свойства самолета зависят от уровня аэродинамического качества. Поэтому актуальной задачей, направленной на повышение аэродинамического качества, является адаптация основного несущего элемента самолета – крыла к различным режимам полета. На современных летательных аппаратах применение электро-дистанционных систем управления (ЭДСУ) позволяет решать данную задачу за счет адаптации аэродинамических поверхностей самолета к условиям полета.

Использование адаптации рулей и механизации крыла к режимам полета на маневренном учебно-боевом самолете (УБС), близком по аэродинамической схеме к современным истребителям, наиболее эффективно. Самолеты F-16 и F/A-18 ВВС США Су-27 и МиГ-29К ВВС России имеют автоматическое отклонение носков крыла и закрылков в зависимости от угла атаки и числа M для повышения маневренности самолета в бою и аэродинамического качества в крейсерском полете [1; 2]. Для обеспечения высоких летно-тактических характеристик аэродинамическая компоновка таких самолетов должна быть настроена на получение максимального аэродинамического качества на всех режимах полета. Настройка органов механизации крыла позволяет снизить величину индуктивного сопротивления при том же значении подъемной силы. Снижение уровня индуктивного сопротивления приводит к росту аэродинамического качества и, как следствие, к улучшению характеристик маневренности, дальности и продолжительности полета [3].

Впервые, с целью увеличения аэродинамического качества в крейсерском полете, дозвуковой самолет, оборудованный ЭДСУ, имеет автоматически отклоняющуюся механизацию крыла в зависимости от веса самолета, высоты и скорости полета. На дальне-магистральном лайнере Boeing-787 алгоритмы отклонения механизации крыла, реализованные в функции ЭДСУ «крейсерская механизация», в сочетании с новой силовой установкой позволили увеличить дальность полета самолета на 20 % [4].

Основным способом адаптации ЛА к режиму полета является поиск такого обтекания крыла самолета, при котором отклонение механизации крыла при изменении угла атаки происходит таким образом, что индуктивное сопротивление имеет минимальное значение, обеспечивая при

этом балансировку летательного аппарата. Решение этой задачи экспериментальным путем весьма затруднительно в связи с высокой стоимостью и продолжительностью исследований по поиску вариантов положений органов механизации.

Таким образом, выбор оптимальной формы аэродинамической компоновки УБС возможен только с использованием математического моделирования процесса обтекания на различных этапах полета с верификацией полученных характеристик другими методами, в том числе экспериментальными.

Постановка задачи

Современный УБС, предназначенный для подготовки летчиков ВВС России, оборудован комплексной электро-дистанционной системой управления, выполняющей функции системы автоматического управления и активной системы безопасности полета. С целью повышения аэродинамического качества в крейсерском полете и получения высоких маневренных свойств в ЭДСУ реализованы ступенчатые алгоритмы управления носками крыла от угла атаки, числа Маха и высоты полета $\delta_{\text{нос}} = f(\alpha, H \text{ и } M)$ [5]. Пример алгоритма отклонения носков крыла от угла атаки изображен на рис. 1. На рис. 2 изображены кривые аэродинамического качества $K = f(\alpha)$ УБС при данном законе отклонения носков крыла.

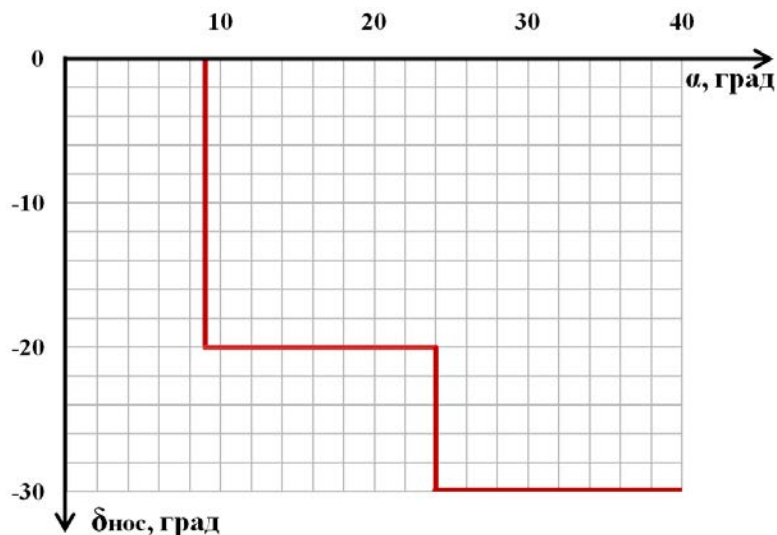


Рис. 1. Закон отклонения носков крыла от угла атаки $\delta_{\text{нос}} = f(\alpha)$

Реализация следящей системы управления носками крыла на УБС позволит увеличить дальность и продолжительность полета самолета при одинаковой заправке топливом, а следовательно, снизить затраты на подготовку летчиков.

Исследование аэродинамических характеристик самолета

Для поиска оптимального отклонения носков крыла была разработана вихревая модель УБС для расчета аэродинамических характеристик методом дискретных вихрей (МДВ) [6], как изображено на рис. 3.

Метод дискретных вихрей позволяет с достаточной для инженерных разработок точностью решать широкий спектр задач обтекания от простейших линейных и плоских до моделирования отрывного нестационарного обтекания сложных пространственных компоновок [7; 8]. В качестве численного метода решения задачи о нестационарном обтекании самолета используется МДВ с замкнутыми вихревыми рамками [9]. Общая постановка задачи о нестационарном обтекании УБС при определении аэродинамических характеристик излагалась в [10].

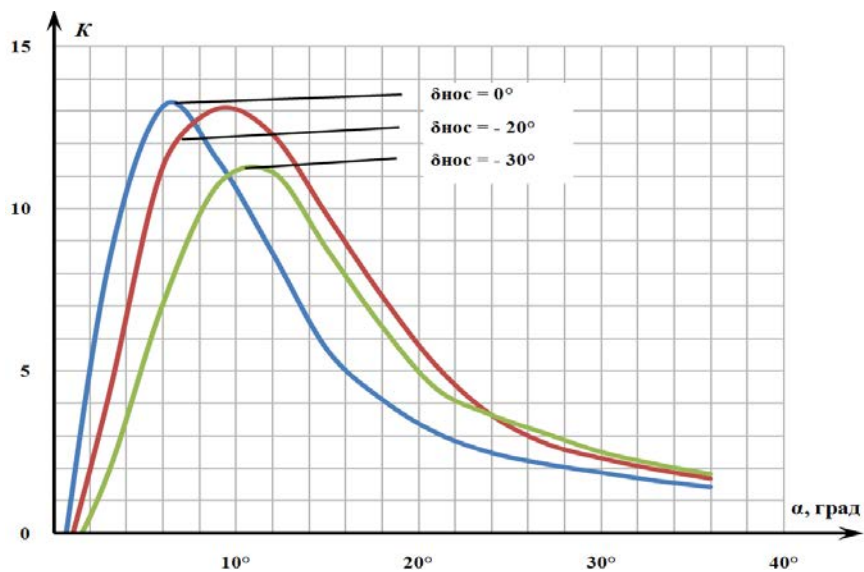


Рис. 2. Аэродинамическое качество $K = f(\alpha)$ при $\delta_{\text{нос}} = 0^\circ, -20^\circ, -30^\circ$

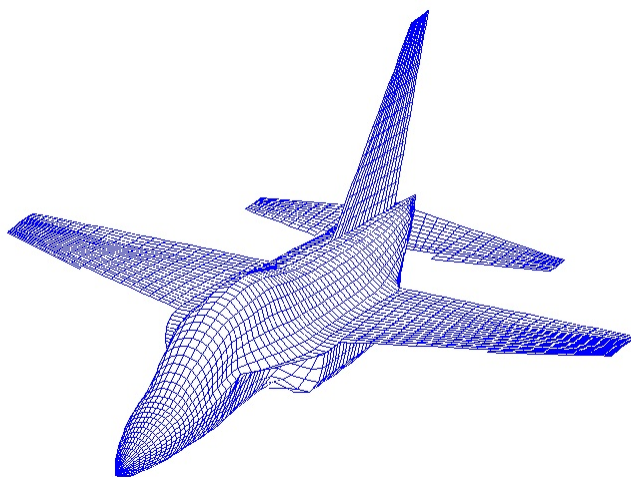


Рис. 3. Вихревая модель учебно-боевого самолета

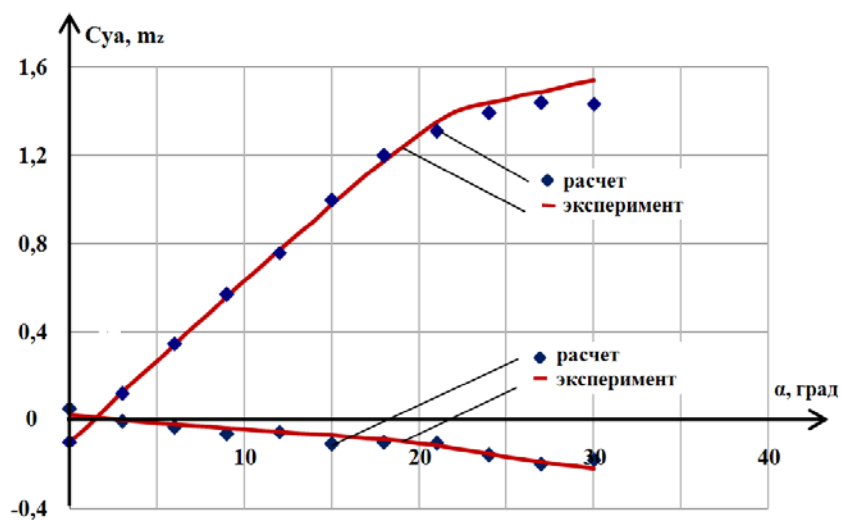


Рис. 4. Зависимость $c_{ya}(\alpha), m_z(\alpha)$ при $\delta_{\text{нос}} = -20^\circ$

При верификации данной модели УБС были получены его аэродинамические коэффициенты c_{ya} и m_z в зависимости от углов атаки $0 < \alpha < 36^\circ$ при отклонении носков крыла $\delta_{нос} = -20^\circ$ и $\delta_{нос} = -30^\circ$ (рис. 4, 5) [3].

На следующем этапе проведены расчеты при отклонении носков крыла с $\Delta\delta_{нос} = 5^\circ$ в диапазоне углов атаки α от 0° до 39° . В результате анализа полученных данных составлены кривые аэродинамического качества $K = f(\alpha)$ при фиксированном отклонении носков крыла $0^\circ \leq \delta_{нос} \leq -45^\circ$ с шагом $\Delta\delta_{нос} = 5^\circ$, изображенные на рис. 6.

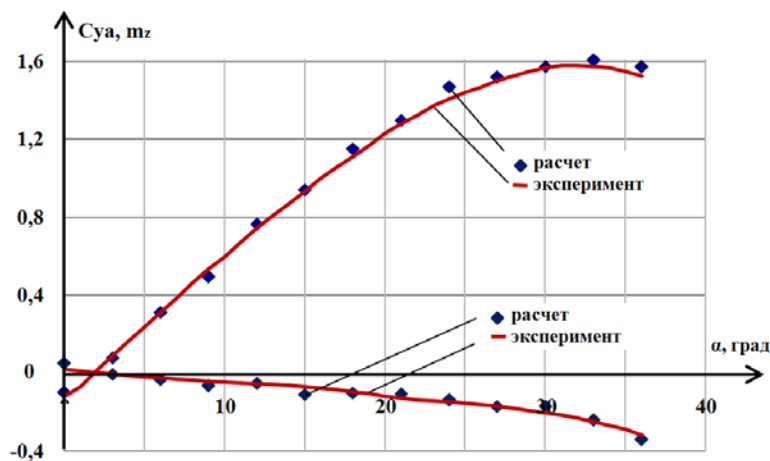


Рис. 5. Зависимость $c_{ya}(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ при $\delta_{нос} = -30^\circ$

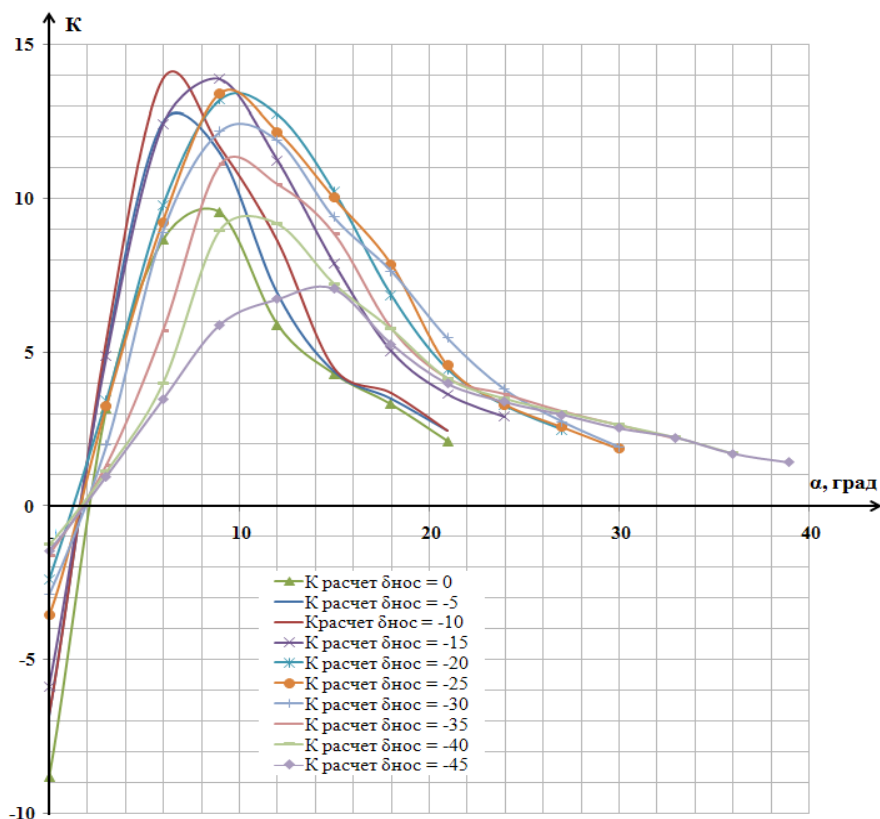


Рис. 6. Зависимость $K = f(\alpha)$ при $0^\circ \leq \delta_{нос} \leq -45^\circ$

Анализ семейства зависимостей $K = f(\alpha)$ позволил на каждом угле атаки из семейства зависимостей $K = f(\alpha)$ выбрать максимальное значение аэродинамического качества K_{\max} , которому поставлено в соответствие значение угла отклонения носков крыла. Результаты выборки представлены в табл. 1.

Таблица 1

α	0	3	6	9	12	15	18	21	24	27	30	33	36
K_{\max}	-2,2	8,5	14,0	13,9	12,6	10,0	7,8	5,2	3,8	3,1	2,4	2,1	1,8
$\delta_{\text{нос}}$	0	5	5	10	15	15	20	20	25	30	30	35	35

По данным табл. 1 получен ряд зависимостей, изображенных на рис. 7, 8. На рис. 7 изображены зависимости $K_{\max} = f(\alpha)$ при адаптивном $\delta_{\text{нос}} = f(\alpha)$ и при фиксированных значениях $\delta_{\text{нос}} = 0^\circ$, -20° и -30° . Как видно из графиков при адаптивном отклонении носков крыла полет самолета может выполняться по огибающей линии с максимальным аэродинамическим качеством для данного угла атаки. На рис. 8 представлены зависимость отклонения носков крыла (шаг $\Delta\delta_{\text{нос}} = 5^\circ$) от угла атаки α при K_{\max} (\blacklozenge – маркер) и сглаживающая кривая (пунктирная линия), соответствующая линеаризованному закону

$$\delta_{\text{нос}} = \alpha^3 - 0,013\alpha^2 + 1,604\alpha - 4,23.$$

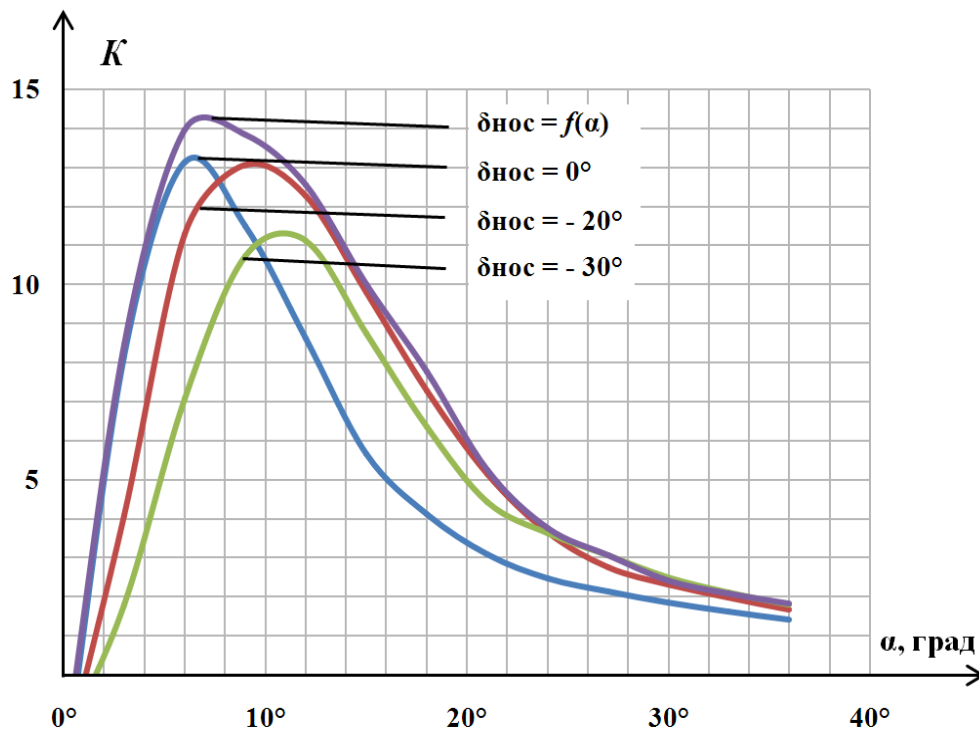


Рис. 7. Кривая $K_{\max} = f(\alpha)$, огибающая семейство кривых $K=f(\alpha)$ при $0^\circ \leq \delta_{\text{нос}} \leq -40^\circ$

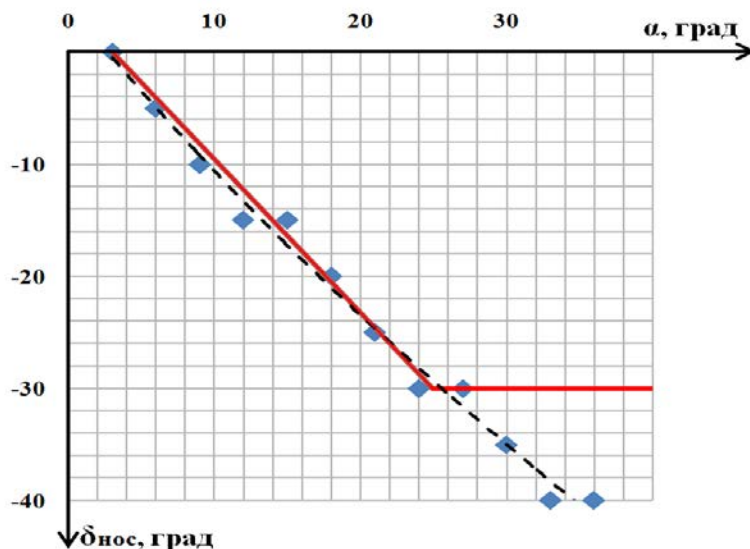


Рис. 8. Зависимость отклонения носков крыла от α при K_{max}

В связи с конструктивными ограничениями отклонения носков крыла $\delta_{н\max} = -30^\circ$ следящая программа отклонения носков крыла УБС может выглядеть как сплошная линия (рис. 8). Носки крыла начинают отклоняться вниз уже при угле атаки более 3° и достигают максимального отклонения -30° при истинном угле атаки 25° и более. То есть закон отклонения носков крыла может быть записан в виде

$$\delta_{\text{нос}} \begin{cases} 0 & \text{при } \alpha \leq 3^\circ \\ -1,36(\alpha - 3) & \text{при } 3 < \alpha \leq 25^\circ \\ -30^\circ & \text{при } \alpha > 25^\circ \end{cases} .$$

Такой закон изменения положения механизации крыла кроме предотвращения срыва потока с крыла обеспечивает более высокое аэродинамическое качество на небольших углах атаки по сравнению с фиксированным отклонением носков.

Расчет летно-технических характеристик учебно-боевого самолета

Дальность и продолжительность полета являются важными летно-техническими характеристиками самолета. Для удобства анализа и выбора наиболее выгодного режима полета всю траекторию разбивают на характерные участки. Например, при перелете из одной точки в другую таких участков три: набор высоты, горизонтальный полет с постепенным набором высоты за счет выработки топлива и снижение. Расчет дальности и продолжительности полета выполнен на основе методики, изложенной в [11].

Расчет дальности $L_{г.п.}$ и продолжительности горизонтального $t_{г.п.}$ полета без сброса нагрузки в общем случае производится суммированием пути и времени полета с учетом расхода топлива в горизонтальном полете:

$$L_{г.п.} = \sum_{i=1}^n \frac{G_{г.п.i}}{q_{срi}};$$

$$t_{г.п.} = \sum_{i=1}^n \frac{G_{г.п.i}}{C_{\eta i}},$$

где $G_{т.г.п}$ – масса топлива, расходуемая в горизонтальном полете; q – километровый расход топлива; C_{η} – часовой расход топлива.

Таким образом, чем меньше километровый и часовой расход топлива, тем больше дальность и продолжительность полета.

На рис. 9 изображены зависимости потребной тяги горизонтального полета УБС от скорости полета у земли при применении адаптивного отклонения носков крыла $\delta_{нос} = f(\alpha)$ и при $\delta_{нос} = 0$.

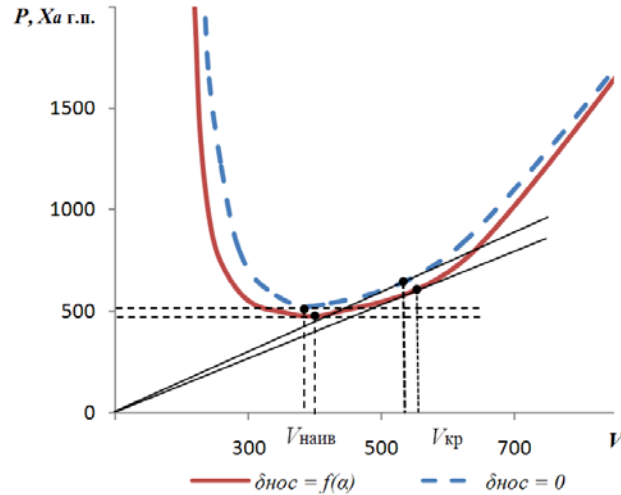


Рис. 9. Зависимость тяги, потребной для горизонтального полета, от скорости

Как видно из графиков, повышение аэродинамического качества крыла при реализации следящей системы отклонения механизации крыла позволяет уменьшить тягу, потребную для горизонтального полета.

Минимальный километровый расход топлива q на данной высоте полета соответствует крейсерской скорости полета самолета $V_{кр}$, соответствующей точке касания прямой, проведенной из начала координат, к кривой лобового сопротивления, как показано на рис. 9.

Километровый расход топлива вычисляется по формуле

$$q_{\min} = \frac{c_{уд} X_{a г.п.}}{V_{кр}} = c_{уд} \frac{G}{K_{\max} V_{кр}}, \quad (1)$$

где $c_{уд}$ – удельный расход топлива на данном режиме полета; $X_{a г.п.}$ – сила лобового сопротивления в горизонтальном полете; G – вес самолета; K_{\max} – максимальное аэродинамическое качество.

Формула (1) выражает зависимость километрового расхода топлива от экономичности двигателя $c_{уд}$ и «экономичности» планера ЛА, определяемого соотношением $\frac{X_{a г.п.}}{V_{кр}}$.

Наименьшее лобовое сопротивление соответствует наивыгоднейшей скорости полета $V_{наив}$ (рис. 9), которая характеризуется максимальной продолжительностью полета самолета $t_{г.п.}$ и минимальным часовым расходом топлива C_{η}

$$C_{\eta} = C_{уд} P_{пол} = C_{уд} \frac{G}{K_{\max}}. \quad (2)$$

Из соотношения (1) и (2) можно сделать вывод, что при постоянной скорости полета уменьшение лобового сопротивления (увеличение аэродинамического качества) приводит к уменьшению тяги, потребной для установившегося горизонтального полета. Соответственно к

уменьшению километрового и часового расхода топлива и увеличению дальности и продолжительности полета самолета.

По итогам расчетов при реализации предложенного алгоритма отклонения носков крыла, неизменных параметрах полета (заданная высота, постоянная скорость, режим работы силовой установки) километровый расход топлива уменьшается на 12 %, соответственно увеличивается дальность полета в 0,12 раз, уменьшается часовой расход топлива на 7 %, соответственно увеличивается продолжительность полета учебно-боевого самолета в 0,07 раз. Для уточнения количественного влияния адаптивного отклонения носков крыла на дальность и продолжительность полета необходимо проведение летных испытаний.

Заключение

Математическое моделирование процесса обтекания методом дискретных вихрей в нелинейной нестационарной постановке позволило получить аэродинамические характеристики учебно-боевого самолета во всем эксплуатационном диапазоне углов атаки, в том числе с отклоненной механизацией передней кромки крыла. В результате проведенных исследований получены аэродинамические характеристики учебно-боевого самолета при адаптивном отклонении носков крыла, разработан алгоритм отклонения носков крыла при изменении угла атаки $0^\circ \leq \alpha \leq 36^\circ$, при котором обеспечивается оптимальное соотношение подъемной силы и силы лобового сопротивления для скорости полета $M < 0,6$. Применение алгоритма отклонения носков крыла в ЭДСУ учебно-боевого самолета по следящему закону $\delta_{\text{нос}} = f(\alpha)$ позволяет без изменений конструкции самолета повысить его летно-технические и экономические показатели эксплуатации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Цихош Э. Сверхзвуковые самолеты: справочное руководство. - М.: Мир, 1983.
2. Фомин А. МиГ-29К: основное оружие новых индийских авианосцев // Взлет. Национальный аэрокосмический журнал. - 2005. - № 2 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.take-off.ru/2005/110>.
3. Гуляев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н., Матвеев А.И., Подобедов В.А., Попов В.М. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / под ред. В.А. Подобедова. - М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2005.
4. Фред Джордж. Boeing-787 глазами пилота // Авиатранспортное обозрение. АТО. - 2013. - № 139 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ato.ru/content/boeing-787-glazami-pilota>.
5. Акимов А.Н., Воробьев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н., Матвеев А.И., Подобедов В.А. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / под ред. Н.Н. Долженкова и В.А. Подобедова. - М.: Машиностроение / Машиностроение - Полет, 2005.
6. Кондалов М.В., Тарасов А.В. Схематизация математической модели самолета для расчета методом дискретных вихрей // XXXIX Гагаринские чтения: сб. науч. тр. МНТК. - М.: МАТИ, 2013. - Т. 2. - С. 166-167.
7. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. - Алматы: Гылым, 1997.
8. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. - М.: Наука, 1978.
9. Белоцерковский С.М., Лифанов И.К. Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях и их применение в аэродинамике, теории упругости, электродинамике. - М.: Наука, 1985.
10. Головнев А.В., Кондалов М.В. Общая постановка нестационарной нелинейной задачи о движении самолета при определении аэродинамических характеристик методом дискретных вихрей // Актуальные вопросы науки и техники в сфере развития авиации: сб. тезисов докладов III МНТК. - Минск: ВАРБ, 2013. - С. 299-301.
11. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета: учебник для слушателей и курсантов Военно-воздушной инженерной академии им. проф. Н.Е. Жуковского / под ред. С.В. Левицкого. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008.

ADAPTIVE DEFLECTION OF WING NOSE FLAP OF COMBAT TRAINING AIRCRAFT AND ITS IMPACT ON FLIGHT RANGE AND DURATION**Kondalov M.V.**

In this article presented the main result of numerical investigation of ability to improve the aerodynamic perfection of modern combat training aircraft. To determine the aerodynamic characteristic was used the discrete vortex method with closed vortex frames. In the work was presented the algorithm of a deflection of mechanization of a wing for increase of aerodynamic quality of the aircraft. The calculation of flight range and duration was at incremental extension and at realization of adaptive deflection of nose flap for Mach number $M < 0.6$.

Key words: combat training aircraft, the discrete vortex method, high lift system, aerodynamic quality.

Сведения об авторе

Кондалов Максим Владимирович, 1980 г.р., окончил Сызранский военный авиационный институт (2002), адъюнкт ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 10 научных работ, область научных интересов – аэромеханика, математическое моделирование.

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
№ 201

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 04.03.14 г.

Печать офсетная
13,25 усл. печ. л.

Формат 60x90/8
Заказ № 1742/

12,08 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