

**МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ
НАЦИОНАЛЬНЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
им. Н.Е. ЖУКОВСКОГО
"ХАРЬКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ"**

**ОТКРЫТЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ
И КОМПЬЮТЕРНЫЕ ИНТЕГРИРОВАННЫЕ
ТЕХНОЛОГИИ**

Сборник научных трудов

Выпуск 32

**Харьков
«ХАИ»
2006**

ББК 32.973.3
О 83
УДК 629.7.01; 681.327.11

Утверждено к печати ученым советом Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», протокол № 1 от 20.09.2006 г.

Редакционная коллегия: А. И. Бабушкин, П. В. Балабуев, В. К. Борисевич, В. Е. Гайдачук, А. Г. Гребеников, Н. В. Ефремова, В. В. Кириченко, Б. М. Конорев, В. С. Кривцов, А. К. Мялица, В. И. Рябков, И. Б. Сироджа, В. Г. Сухоребрий, О. Е. Федорович, В. Н. Фурашев

Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. трудов. Вып. 32. - Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2006. – 150 с.

ISBN 966-662-143-6

Освещены вопросы аэродинамики, прочности, конструкции и технологии производства авиационной техники, методы интегрированного проектирования, подготовки производства, инженерного анализа с помощью систем CAD/CAM/CAE. Представлены методы обеспечения безопасности конструкций при длительной эксплуатации, системы информационного обеспечения жизненного цикла самолетов, системы обеспечения безопасности жизнедеятельности для летательных аппаратов, вопросы экономического анализа рисков, методы поддержки, принятия управленческих решений.

Для специалистов промышленных и научных организаций, преподавателей и студентов.

**Адрес редакционной коллегии: 61070, г. Харьков, ул. Чкалова, 17,
Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»,
тел. (057) 707-43-63**

**Свидетельство о государственной регистрации КВ №7975 от 09.10.2003 г.
В сборнике публикуются статьи на украинском и русском языках.**

ISBN 966-662-143-6

**© Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2006**

Содержание

Д.С. Кива, Б.П. Маслов, А.Н. Климюк. Концептуальный подход к определению параметров надежности агрегатов планера самолета из КМ	5
В.Д. Белый, А.Г. Гребеников, П.О. Науменко, В.В. Парфенюк, С.В. Удовиченко. Формирование мастер-геометрии беспилотных летательных аппаратов «Пчелка»	14
А.В. Наумов. Реализация концепции «Free Flight» на пассажирском региональном самолете	26
А. Н. Нарожный. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 4	32
О.А. Коршець. Автоматизоване управління літаками в групі у просторі станів різницевих параметрів	38
Д.В. Ланде, В.М. Фурашев. Забезпечення вибіркового доступу до контенту мережі Інтернет як засобу оцінки ситуації та прийняття рішень	47
А.Г. Гребеников, В.Н. Клименко, А.Ю. Ефремов. Анализ влияния осевого и радиального натягов на податливость одноболтового односрезного соединения и распределение усилий между рядами многоболтового соединения из сплава ВТ6	55
В.П. Максимов, В.Д. Белый. Система автоматизированного управления и связи беспилотных автоматизированных авиационных платформ семейства Пчелка»	65
С.М. Мельников. Дефекты формы ячейки сотового заполнителя, возникающие в процессе формообразования сотового пакета, и их регламентация	69
В.Ф. Сорокин. Создание штамповой оснастки в машиноориентированном производстве лопаток	76
А.А. Цирюк, М.А. Яровой. Алгоритм проектирования рациональных силовых конструкций многостеночных крыльев малого удлинения	85
В.В. Баранник, А.К. Юдин. Двухпризнаковое структурное двоичное полиадическое декодирование	96
М.С. Мельников. Автоматизация поиска технологического процесса с применением конструкторско-технологического кода детали	101
В. М. Илюшко, Д. В. Павлюк. Разработка методов построения командно-измерительного радиоканала для беспилотного летательного аппарата	105
А.Е. Агеев. Моделирование организационных структур и процессов управления рисками проекта	110
И.Б. Сироджа, И.Е. Россоха, С.В. Россоха. Интеллектуальная информационная технология поддержки принятия диспетчерских решений	114

Я.В. Илюшко, Н.С. Деренько, В.А. Краснобаев, Khery A. Abdullah. Метод и алгоритмы оптимизации совокупности оснований системы обработки информации АСУ ТП реального времени, функционирующей в модулярной арифметике	119
Ю.А. Перетятко. Разработка программного средства имитационного моделирования распределенных баз данных	124
Д.Л. Чечоткін. Методика оцінки якості функціонування авіаційної лінії інформаційного обміну з урахуванням мінливості умов радіоелектронного подавлення	132
Л.С. Рева, Ф.М. Трубчанинов. Энергетическая и экологическая безопасность мира и Украины: состояние и перспективы	137
Рефераты	141
Требования к оформлению статей в тематический сборник научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» «Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии»	149

**За достоверность информации несет ответственность автор.
При перепечатывании материалов сборника ссылка на «Открытые
информационные и компьютерные интегрированные технологии»
обязательна**

Концептуальный подход к определению параметров надежности агрегатов планера самолета из КМ

АНТК им. О.К. Антонова, Киев

Институт механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины, Киев

Композитные материалы находят все более широкое применение в авиационных технологиях, к тому же необходимость повышения качества проектирования авиационных конструкций в наше время становится одним из главных условий развития отрасли. Эти тенденции требуют изменения принципов конструирования в свете учета особенностей механического поведения неметаллических, композитных элементов конструкций. Процесс конструирования требует перехода к новым принципам, учитывающим все разнообразие свойств и переменных, а также неизбежную неопределенность некоторых параметров. К сожалению, детерминистические подходы не в состоянии с приемлемой степенью достоверности учесть все многообразие параметров и переменных, характеризующих поведение и свойства конструкции. Это приводит к утяжелению конструкции, а в ряде случаев и к неоправданному выводу об малых преимуществах применения композитных элементов. Коэффициенты запаса часто выбираются по аналогии и в большинстве случаев не позволяют выявить количественно преимущества и недостатки того или иного конструкторского решения. Результатом является больший вес, чем реально необходимый в случае применения композитных материалов. Поэтому более обещающим является включение в процесс анализа конструкторских решений всего множества значений параметров, применение статистического моделирования и определения параметров надежности, которые должны находиться в допустимых количественных пределах пространства качества. Процедура оптимизации конструкции по критериям надежности дает возможность не только оценить собственно показатель надежности данной конструкции, но и используя концептуальные критерии для вычисления вероятности безопасной эксплуатации в области неожиданных или пиковых нагрузок. В настоящей статье изложен концептуальный подход, основанный на применении метода конструирования по критериям оптимальности показателей надежности.

Основная задача теории надежности – оценка вероятности безотказной работы на заданном отрезке времени – сведена к задаче о выбросах случайных процессов. Соединение методов механики материалов и конструкций с теорией случайных процессов составляет основу теории надежности механических систем [1]. Наряду с сравнительно большим количеством полуэмпирических (феноменологических) теорий в механике КМ, по мнению авторов, наблюдается недостаточность структурных теорий, учитывающих особенности пограничной области между армирующим включением и полимерной матрицей. На рис.1 показан микрошлиф поперечного сечения типового стеклопластика, применяемого в конструкции планера самолета, на котором отчетливо видно определенное количество темных пятен, указывающих на пустоты на границе раздела матрицы и армирующих волокон.

В данной статье рассматривается упругая неоднородная среда, состоящая из матрицы, которая содержит статистически однородное множество

сфероидальных зерен-включений или армирующих волокон. Упругие свойства матрицы и зерен одни и те же, но собственные деформации могут быть различными. Это поле деформаций, называемое полем трансформации [10], может возникать в результате термического расширения, фазовых переходов, возникновения локальных зон вязко пластичности и др.

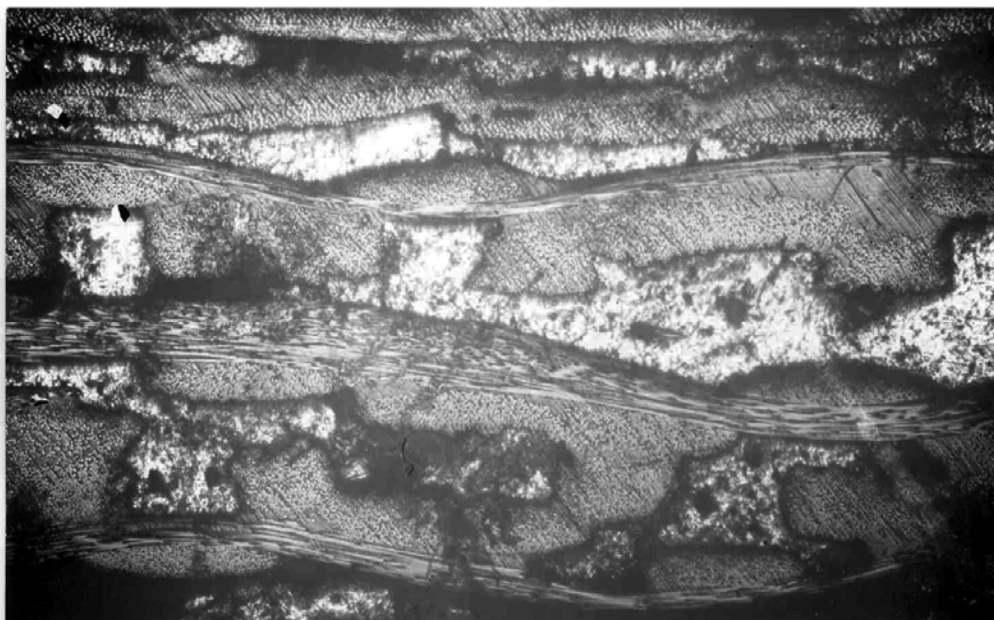


Рис. 1. Микрошлиф поперечного сечения стеклопластика, применяемого в конструкции планера самолета

1. Статистическая природа коэффициентов запаса $n = r/q$, где r - расчетная характеристика прочности, q - расчетная нагрузка, в определенной степени характеризует уровень надежности [1]. Системная теория надежности конструкций связана с введением в ее аксиомы фактора времени в явном виде. Отказы и предельные состояния элементов конструкций трактуются как выбросы некоторых случайных векторных процессов $\mathbf{v}(t)$ из допустимой области V . При этом вероятность безотказной работы $P(t)$ является функционалом некоторого случайного процесса $\mathbf{v}(t)$, который характеризует изменения параметров системы во времени.

Современные методы механики материалов и конструкций позволяют проводить расчеты на основе сложных вычислительных схем, максимально приближенных к реальным условиям [1,2,4-6]. Однако, чтобы применить эти достижения к прогнозированию показателей надежности, необходимо перейти от детерминистических расчетов к вероятностно-статистическим. Состояние объекта в каждый момент времени t описывается вектором \mathbf{u} - элементом пространства состояний U . Здесь t обозначает не только время, но и любой другой монотонно возрастающий параметр, например, наработку, число эксплуатационных циклов и т.д. Каждой реализации процесса $\mathbf{u}(t)$ соответствует траектория в пространстве

состояний U . Размерность и свойства пространства U зависят от выбранной расчетной схемы. Внешние воздействия на объект характеризуются векторным процессом $\mathbf{q}(t)$, где \mathbf{q} - вектор воздействий из соответствующего пространства воздействий Q . Тогда уравнение состояния объекта будет иметь вид

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = \mathbf{H}(\mathbf{q}), \quad (1.1)$$

где H - оператор, реализующий выбранную расчетную схему и метод расчета.

Технические условия эксплуатации накладывают ограничения на параметры состояния объекта, не входящие в число компонент вектора \mathbf{u} . Совокупность этих параметров образует вектор качества \mathbf{v} в пространстве качества V . При этом каждой траектории $\mathbf{u}(t)$ в пространстве состояний U соответствует траектория $\mathbf{v}(t)$ в пространстве V . Связь между вектором состояний и вектором качества запишем в виде

$$\mathbf{v} = \mathbf{M}(\mathbf{u}), \quad (1.2)$$

где оператор \mathbf{M} предполагается известным.

Множество значений вектора \mathbf{v} , допустимых по техническим условиям эксплуатации, образует в пространстве качества V область $B \in V$. Ее граница ∂B не принадлежит допустимой области. Границе ∂B соответствует поверхность Γ в пространстве качества V . На стадии проектирования, как правило, имеется лишь априорная статистическая информация об эксплуатационных нагрузках и свойствах объекта, поэтому функции \mathbf{q} и \mathbf{u} являются случайными. Функция \mathbf{v} из пространства качества также является случайной, а первое пересечение поверхности Γ является случайным событием.

Первое пересечение процессом $\mathbf{v}(t)$ предельной поверхности Γ во внешнюю область соответствует наступлению отказа. В случае, когда нагрузка задана с точностью до одного параметра $q > 0$, а прочность - с точностью до соответствующего параметра $r > 0$, пространство V является одномерным. Его элементы определяются отношением $v = r/q$ или разностью $v = r - q$. Признаком качества несущего элемента может служить запас прочности, например

$$B = \{v: v = r - q > 0\}. \quad (1.3)$$

Если параметры нагрузки и прочности являются функциями времени, то допустимую область B можно определить соотношением

$$B(t) = \{t, r, q: v = r - q > 0\}. \quad (1.4)$$

В общем случае состояние системы описывается многомерными векторными величинами. Тогда функция надежности $R(t)$, равная вероятности безотказной работы объекта на отрезке времени $[0, t]$ равна вероятности пребывания вектора \mathbf{v} в допустимой области $B(t)$

$$R(t) = P\{\mathbf{v}(\tau) \in B; \tau \in [0, t]\}. \quad (1.5)$$

Здесь $P\{\cdot\}$ - вероятность случайного события, описание которого дано в фигурных скобках.

Получить решение приведенной задачи достаточно сложно, поскольку область качества B имеет вообще случайные свойства, так что ее граничная поверхность Γ изменяется случайно при переходе от одного конструктивного

элемента к другому. Поэтому для вычисления функции надежности $R(t)$ необходимо найти решение задачи о выбросах случайного процесса за пределы области B со случайной границей Γ . Некоторое упрощение можно получить, предположив, что параметр нагрузки ограничен значениями параметра прочности $q < r$. Перспективным по нашему мнению является метод условных функций надежности, предложенный В.В. Болотиным [1].

Если свойства элемента конструкции заданы с точностью до вектора прочности \mathbf{r} , компоненты которого принимают определенные числовые значения, характеризующие первоначальные свойства объекта, то дальнейшее изменение свойств объекта описываем при помощи случайных процессов $\mathbf{u}(t)$ и $\mathbf{v}(t)$. На стадии проектирования функцию распределения вектора прочности \mathbf{r} считаем известной. Векторный процесс нагрузок \mathbf{q} запишем при помощи вспомогательного вектора $\mathbf{s}(t)$, а именно

$$\mathbf{q} = \mathbf{q}(t, \mathbf{s}). \quad (1.6)$$

Распределение вектора \mathbf{s} считаем известным. Таким образом, случайные нагрузки представлены в форме случайных процессов, зависящих от случайных параметров. Вероятностная задача решается в два этапа. На первом значения векторов \mathbf{r} и \mathbf{s} считаем детерминированными, следовательно, вектор нагрузки $\mathbf{q}(t/\mathbf{s})$ является заданным при фиксированном значении \mathbf{s} , а вектор прочности \mathbf{r} принимает известные значения.

Граничная поверхность Γ области качества также зависит от \mathbf{s} и \mathbf{r} . Поэтому вероятность безотказной работы элемента на отрезке времени $[0, t]$ при условии, что векторы \mathbf{r} и \mathbf{s} детерминированно заданы, определяется соотношением

$$R(t) = P(t/\mathbf{r}, \mathbf{s}) = P\{\mathbf{v}(\tau/\mathbf{r}, \mathbf{s}) \in B(\mathbf{r}, \mathbf{s}); \quad \tau \in [t_0, t]\} \quad (1.7)$$

Эта условная функция называется функцией надежности. Можно отметить также, что условные функции надежности являются весьма удобными для оценки показателей безопасности. Так функция условного риска $H(t/\mathbf{r}, \mathbf{s})$ может быть вычислена пр помощи соотношения

$$H(t/\mathbf{r}, \mathbf{s}) = 1 - R(t/\mathbf{r}, \mathbf{s}) \quad (1.8)$$

2. В качестве примера рассмотрим некоторую представительную мезообласть Ω композитного материала с характеристической функцией $f_\Omega(x)$, содержащую случайное множество $X = (v_I)$ включений (зерен) с характеристическими функциями $f_I(x)$, $I \in [1, \infty)$. Будем предполагать, что включения, волокна или зерна могут быть по тем или иным признакам сгруппированными в компоненты или фазы v_r , $r \in [1, N]$ с идентичными механическими и (или) геометрическими свойствами. Локальный тензор конечных деформаций $\mathbf{E}(x)$ связан с перемещениями $\mathbf{u}(x)$ в общем случае нелинейным соотношением [6]

$$\mathbf{E}(x) = \mathbf{e}(x) + \boldsymbol{\varepsilon}(x);$$

$$2\mathbf{e}(\mathbf{x}) = \mathbf{H}(\mathbf{x}) + \mathbf{H}^T(\mathbf{x}); \quad 2\boldsymbol{\varepsilon}(\mathbf{x}) = \mathbf{H}^T(\mathbf{x})\mathbf{H}(\mathbf{x});$$

$$\mathbf{H}(\mathbf{x}) = \partial\mathbf{u} / \partial\mathbf{x} = (\nabla\mathbf{u})^T, \quad (2.1)$$

где $\mathbf{H}(\mathbf{x})$ - градиент вектора перемещений в координатах x_A отсчетной конфигурации κ_R . Верхним индексом T обозначена транспонированная матрица.

Тензор напряжений $\boldsymbol{\sigma}(\mathbf{x})$ удовлетворяет уравнениям равновесия и связан с градиентом перемещений соотношениями

$$\boldsymbol{\sigma}(\mathbf{x}) = \mathbf{I}(\mathbf{x})\mathbf{e}(\mathbf{x}) + \mathbf{t}(\mathbf{x}). \quad (2.2)$$

Здесь $\mathbf{I}(\mathbf{x})$ - тензор линейных модулей упругости. Тогда разрешая (2.2) относительно линейной составляющей деформаций, получаем

$$\mathbf{e}(\mathbf{x}) = \mathbf{a}(\mathbf{x})\boldsymbol{\sigma}(\mathbf{x}) + \mathbf{h}(\mathbf{x}). \quad (2.3)$$

При этом

$$\mathbf{a}(\mathbf{x}) = \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{x}); \quad \mathbf{h}(\mathbf{x}) = -\mathbf{a}(\mathbf{x})\mathbf{t}(\mathbf{x}).$$

$$\mathbf{t}(\mathbf{x}) = -\mathbf{I}(\mathbf{x})\mathbf{h}(\mathbf{x}). \quad (2.4)$$

Тензоры второго ранга $\mathbf{h}(\mathbf{x})$ и $\mathbf{t}(\mathbf{x})$ рассматриваются здесь как локальные собственные деформации и собственные напряжения [10].

Считаем, что армирующие волокна и неоднородности типа конструктивных соединений находятся в идеальном контакте с матрицей, так что вектор перемещений является непрерывным при переходе межфазной границы. Принимаем далее однородные граничные условия на границе мезообласти Ω , т.е.

$$\mathbf{T}(\mathbf{x}) = \boldsymbol{\sigma}(\mathbf{x})\mathbf{n}(\mathbf{x}) = \boldsymbol{\sigma}^o\mathbf{n}(\mathbf{x}), \quad \mathbf{x} \in \partial\Omega, \quad (2.5)$$

где $\mathbf{T}(\mathbf{x})$ - вектор усилий, $\mathbf{n}(\mathbf{x})$ - внешняя единичная нормаль к поверхности $\Gamma = \partial\Omega$, $\boldsymbol{\sigma}^o$ - заданный однородный тензор напряжений, представляющий макроскопическое напряженное состояние области Ω .

Пусть представительная мезообласть Ω содержит статистически большое число волокон или зерен $v_I \subset v_r$ ($I \in [1, \infty)$, $r \in [1, N]$). Все случайные величины предполагаем статистически однородными и эргодическими [1,6], т.е. операции статистического осреднения и осреднения по объему являются эквивалентными. Таким образом, средние по компоненту величины совпадают с осреднением по ансамблю, выполненному для каждого отдельно взятого зерна $v_I \in v_r$. Для описания случайной структуры композитного материала используем условные плотности вероятности

$$f\left(\mathbf{x}_I \in v_I \mid \bigcap_{J=1}^n \mathbf{x}_J \in v_J\right), \quad (2.6)$$

представляющие собой вероятность того, что точка \mathbf{x}_I находится в центре зерна (микро-области Ω_r) v_I при условии, что множество точек \mathbf{x}_J , $J \in [1, n]$ представляет собой геометрическое место центров зерен с номером J .

Обозначим $c_r = c_r(\mathbf{x})$ объемную концентрацию r -фазы

$$v_r = \text{mes}(\Omega_r), \quad (2.7)$$

т.е. ν_r, ν_R - представляют собой меры области Ω_r и представительной мезо-области Ω соответственно. Здесь используются также общепринятые обозначения для тензорных произведений

$$\begin{aligned} \mathbf{l}e &= l_{ijab} e_{ab}; \\ \boldsymbol{\sigma} : \mathbf{e} &= \sigma_{ij} e_{ij}; \quad \mathbf{e} \otimes \mathbf{e} = e_{ij} e_{ab}; \\ \mathbf{l} : \mathbf{a} &= l_{ijkl} a_{ijkl}. \end{aligned} \quad (2.8)$$

Тензоры линейной упругости \mathbf{l} матрицы и сфероидальных зерен могут совпадать, но собственные, свободные от напряжений, деформации \mathbf{h} изменяются при переходе из зерна в матрицу. То же относится к внутренним собственным напряжениям \mathbf{t} . Как известно [10], источником внутренних или остаточных напряжений может быть анизотропия термического расширения зерен, фазовые переходы, предварительная пластическая деформация, изменение формы и объема материала и др. Такого рода остаточные, в том числе технологические, напряжения достаточно велики [6] и могут служить причиной микро-разрушений по границе волокон и матрицы или контура межэлементного соединения и, как результат, – развитие микроскопической трещины.

Подставляя (2.2) в уравнения равновесия

$$\sigma_{aj,a} = 0, \quad (2.9)$$

получаем дифференциальное уравнение относительно перемещений $\mathbf{u}(\mathbf{x})$. Преобразуя его, используя результаты [3-6], перейдем к интегральной формулировке краевой задачи

$$\mathbf{e}(\mathbf{x}) - \Gamma(\mathbf{x} - \mathbf{y}) * \mathbf{b}(\mathbf{y}); \quad \mathbf{b} = \boldsymbol{\tau} + \mathbf{t} + \mathbf{l}^0 \mathbf{e}^0. \quad (2.10)$$

Здесь $\boldsymbol{\tau} = \mathbf{f}\mathbf{e}$ - тензор поляризации напряжений, $\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \mathbf{l}(\mathbf{x}) - \mathbf{l}^0$. Ядро интегрального оператора $\Gamma(\mathbf{x} - \mathbf{y})$ определяется тензорной четвертого ранга функцией Грина \mathbf{G} уравнений равновесия Ламе для некоторой однородной среды сравнения [6,10] с постоянным тензором упругости \mathbf{l}^0

$$\nabla \left\{ \mathbf{l}^0 \frac{1}{2} \left[\nabla \otimes \mathbf{G}(x) + (\nabla \otimes \mathbf{G})^T \right] \right\} = -\boldsymbol{\delta}(\mathbf{x}) \mathbf{1}. \quad (2.11)$$

Здесь $\boldsymbol{\delta}(\mathbf{x})$ - дельта функция Дирака, $\mathbf{1}$ - единичный тензор второго ранга.

Предположим, что волокно с номером I , $I \in [1, \infty)$ имеет форму вытянутого сфероида, что позволяет использовать результаты теоремы Эшелби [10]. Полуоси сфероида обозначим a_I^n ($n=1,2,3$), углы ориентации ω_I^n . Используем далее процедуру условного статистического осреднения с привлечением гипотезы эквивалентного поля деформаций \mathbf{e}^b , в котором расположено каждое из волокон

$$\langle \mathbf{e}(\mathbf{x}) | X^a \rangle - \sum_{b=1}^n \Gamma(\mathbf{x} - \mathbf{y}) * \langle \boldsymbol{\tau}(\mathbf{y}) + \mathbf{t}(\mathbf{y}) | X^a, X^b \rangle \quad (2.12)$$

Здесь X^a - реализация случайного поля, описывающего взаимное расположение зерен, в котором точка \mathbf{x} является центром сфероида наблюдения. X^b - все возможные реализации случайного поля. Эквивалентное поле $\tilde{\mathbf{e}}^b(\mathbf{y} | X^a, X^b)$ представляет собой деформированное состояние в точке \mathbf{y} при реализации случайного размещения волокон $X^a \cap X^b$.

В соответствии с теоремой Эшелби [10] существуют постоянные тензоры \mathbf{B}^i и \mathbf{C}^i четвертого и второго рангов такие, что

$$\boldsymbol{\sigma}^i(\mathbf{x}) = \mathbf{B}^i \tilde{\boldsymbol{\sigma}}^i(\mathbf{x}) + \mathbf{C}^i(\mathbf{x}). \quad (2.13)$$

Здесь

$$\mathbf{B}^i = (\mathbf{1} - \mathbf{p}^i \mathbf{M})^{-1}; \quad \mathbf{C}^i = -(\mathbf{m} + \mathbf{Q}_i^{-1})^{-1} \mathbf{h}_i^i;$$

$$\underline{\mathbf{p}}^i = -\mathbf{1}(\mathbf{1} + \mathbf{g} * \mathbf{1}).$$

Тензор \mathbf{p}^i выражается через известный тензор Эшелби \mathbf{S} (1957), который определяет актуальные, действительные «стесненные» деформации включения \mathbf{e}^C через «свободные от напряжений» деформации трансформации \mathbf{e}^T включения, необходимые для совмещения его формы с формой области $\Omega_j \subset \Omega$, а именно

$$\mathbf{S} = \mathbf{1} + \mathbf{a}\mathbf{p}; \quad \mathbf{a} = \mathbf{I}^{-1}; \quad \mathbf{S} = -\mathbf{g}\mathbf{1}. \quad (2.14)$$

Если $\boldsymbol{\sigma}^0$ - заданные на удаленной границе $\partial\Omega$ напряжения, то используя введенный Р. Хиллом тензор \mathbf{Q} , деформации включения \mathbf{e}^I будут связаны с $\boldsymbol{\sigma}^0$ соотношением

$$\boldsymbol{\sigma}^0 = \mathbf{Q}\mathbf{e}_0^I. \quad (2.15)$$

При этом

$$\mathbf{Q} = \mathbf{1}(\mathbf{1} - \mathbf{S}). \quad (2.16)$$

3. Рассмотрим поверхность Γ_{im} , разделяющую области, занятые одним из подкрепляющих элементов и матрицей. Пусть $\mathbf{x} \in \Gamma_{im}$ - произвольная точка этой поверхности, в которой задан вектор внешней единичной нормали n_j . Введем тензоры E_{ijkl} и F_{ijkl} , определенные в точке \mathbf{x} соотношениями

$$E_{ijkl} = \frac{1}{2}(\delta_{ik}\eta_{jl} + \delta_{jk}\eta_{il} + \delta_{ij}\eta_{jk} + \delta_{jl}\eta_{ik}) - \eta_{ijkl}$$

$$F_{ijkl} = \frac{1}{2}(\xi_{ik}\xi_{jl} + \xi_{jk}\xi_{il}). \quad (3.1)$$

Здесь

$$\eta_{ij} = n_i n_j; \quad \eta_{ijkl} = n_{ij} n_{kl};$$

$$\xi_{ij} = \delta_{ij} - \eta_{ij},$$

δ_{ij} - дельта Кронекера. Сумма тензоров E_{ijkl} и F_{ijkl} представляет собой единичный симметричный тензор.

Тензоры напряжений σ_{ij} и деформаций e_{ij} на поверхности Γ_{im} можно разложить на нормальные σ_{ij}^E , e_{ij}^E и тангенциальные σ_{ij}^F , e_{ij}^F составляющие

$$\sigma_{ij}^E = E_{ijkl} \sigma_{kl}, \quad \sigma_{ij}^F = F_{ijkl} \sigma_{kl},$$

$$e_{ij}^E = E_{ijkl} e_{kl}, \quad e_{ij}^F = F_{ijkl} e_{kl}, \quad (3.2)$$

тогда на межфазной границе раздела включения - матрица выполняются очевидные условия

$$\mathbf{E}(\boldsymbol{\sigma}^I - \boldsymbol{\sigma}^m) = \mathbf{0}; \quad \mathbf{F}(\mathbf{e}^I - \mathbf{e}^m) = \mathbf{0}. \quad (3.3)$$

Здесь под произведением тензоров понимается их свертка по паре индексов. Верхний индекс означает принадлежность компоненту, при этом для определенности будем считать, что индекс I соответствует включению, m - матрице.

Используя выражения (3.3), напряжения и деформации на внешней стороне поверхности Γ_{im} (в матрице) находим из соотношений

$$\boldsymbol{\sigma}^m = \mathbf{I}^m (\mathbf{F}\mathbf{e}^I + \mathbf{E}\mathbf{e}^m), \quad \mathbf{e}^m = \mathbf{a}^m (\mathbf{E}\boldsymbol{\sigma}^I + \mathbf{F}\boldsymbol{\sigma}^m), \quad (3.4)$$

где \mathbf{I}^m - тензор упругих модулей; $\mathbf{a}^m = (\mathbf{I}^m)^{-1}$ - тензор упругих податливостей матрицы композита.

В результате действия на уравнения (3.4) операторами \mathbf{E} , \mathbf{F} получаем

$$\mathbf{E}\boldsymbol{\sigma}^I = \mathbf{E}\mathbf{I}^m (\mathbf{F}\mathbf{e}^I + \mathbf{E}\mathbf{e}^m); \quad \mathbf{F}\mathbf{e}^I = \mathbf{F}\mathbf{a}^m (\mathbf{E}\boldsymbol{\sigma}^I + \mathbf{F}\boldsymbol{\sigma}^m), \quad (3.5)$$

откуда после разделения напряжений и деформаций матрицы и включений следует

$$\mathbf{e}^I = \mathbf{A}(\boldsymbol{\sigma}^I - \mathbf{I}^m \mathbf{F}\mathbf{e}^I), \quad \boldsymbol{\sigma}^m = \mathbf{B}(\mathbf{e}^I - \mathbf{a}^m \mathbf{E}\boldsymbol{\sigma}^I) \quad (3.6)$$

Здесь

$$\mathbf{A} = (\mathbf{E}\mathbf{I}^m \mathbf{E})^{-1} \mathbf{E}, \quad \mathbf{B} = (\mathbf{F}\mathbf{a}^m \mathbf{F})^{-1} \mathbf{F}. \quad (3.7)$$

Перегруппируя члены в уравнениях (3.6) и приняв во внимание структуру операторов (3.7), найдем величину скачков напряжений и деформаций на поверхности Γ_{im}

$$[\boldsymbol{\sigma}] = \boldsymbol{\sigma}^m - \boldsymbol{\sigma}^I = \mathbf{B}(\mathbf{e}^I - \mathbf{a}^m \boldsymbol{\sigma}^I), \quad [\mathbf{e}] = \mathbf{e}^m - \mathbf{e}^I = \mathbf{A}(\boldsymbol{\sigma}^I - \mathbf{I}^m \mathbf{e}^I). \quad (3.8)$$

Таким образом, формулами (3.8) напряженно-деформированное состояние на внешней стороне поверхности Γ_{im} (в матрице) полностью определено через напряжения и деформации на внутренней стороне (во включении) при помощи операторов \mathbf{A} , \mathbf{B} (3.7). Причем соотношения (3.8) должны быть эквивалентными при естественном условии $\mathbf{I} = \mathbf{a}^{-1}$, поэтому операторы \mathbf{A} и \mathbf{B} связаны равенствами

$$\mathbf{I}^m \mathbf{A} + \mathbf{B}\mathbf{a}^m = \mathbf{A}\mathbf{I}^m + \mathbf{a}^m \mathbf{B} = \mathbf{I}. \quad (3.9)$$

В случае, если матрица композита является изотропной, то выражения (3.7) заметно упрощаются и могут быть представлены в виде [3]

$$A_{ijkl} = (2G_m)^{-1} \left(E_{ijkl} - \frac{\nu_m}{1-\nu_m} \eta_i \eta_j \eta_k \eta_l \right);$$

$$B_{ijkl} = 2G_m \left(F_{ijkl} + \frac{\nu_m}{1-\nu_m} \xi_{ij} \xi_{kl} \right), \quad (3.10)$$

где G_m , ν_m - модуль сдвига и коэффициент Пуассона матрицы.

4. Рассмотрим далее композитный материал, представляющий собой в зоне концентрации напряжений однородную матрицу, стохастически армированную анизотропными включениями [6]. Включения обладают трансверсально-изотропной симметрией, ось упругой симметрии направлена вдоль локальной оси армирования. Используя результаты работ [4, 5], эффективные упругие постоянные такого композита вычисляем по формулам

$$\begin{aligned} k &= \bar{k} + k_L^2 q_1 + k_L l_L q_2 + l_L^2 q_3; \\ l &= \bar{l} + \tilde{k} \tilde{l} q_1 + (\tilde{k} \tilde{n} + \tilde{l}^2) q_2 / 2 + \tilde{l}^2 q_3; \\ m &= \bar{m} + \tilde{m}^2 q_4; \quad p = \bar{p} + \tilde{p}^2 q_5; \\ n &= \bar{n} + \tilde{l}^2 q_1 + \tilde{l} \tilde{n} q_2 + \tilde{n}^2 q_3. \end{aligned} \quad (4.1)$$

Здесь k, l, m, n, p – постоянные трансверсально-изотропного упругого тела, чертой сверху обозначена операция усреднения, символом L – разность соответствующих величин, например,

$$\bar{k} = c_i k_i + c_m k_m; \quad k_L = k_i - k_m, \quad (4.2)$$

где k_r – постоянные γ -компонента, c_r – объемная концентрация γ -компонента;

$$\begin{aligned} q_1 &= 4k_Q; \quad q_2 = 4l_Q; \quad q_3 = n_Q; \\ q_4 &= 4m_Q; \quad q_5 = 4p_Q, \end{aligned} \quad (4.3)$$

k_Q, l_Q, m_Q, n_Q, p_Q – составляющие тензора \mathbf{Q} , причем

$$\mathbf{Q} = c_i c_m (\mathbf{1} - \mathbf{g} \delta \mathbf{l})^{-1} \mathbf{g}; \quad \delta \mathbf{l} = c_i \mathbf{l}^m + c_m \mathbf{l}^i - \mathbf{l}^0, \quad (4.4)$$

\mathbf{l}^0 – постоянный тензор коэффициентов главной части стохастических уравнений равновесия.

Составляющие тензора \mathbf{g} из формул (4.4) определяются соотношениями [5]

$$\begin{aligned} k_g &= m_g + \xi_1 / (4m_0); \quad m_g = (\xi_1 - y_1) / (4m_0); \\ l_g &= q y_4 / (2p_0 n_0^T); \quad n_g = -(y_4 / p_0 + y_5 / n_0^T); \\ p_g &= -[y_2 - z(\xi_2 y_6 - 2y_7) - (p_0 + k_0 z + 2l_0) y_4 / n_0^T] / (8p_0), \end{aligned} \quad (4.5)$$

где обозначено

$$\begin{aligned} \xi &= k_0 / n_0^T; \quad \xi_1 = (\xi y_2 + \xi_2 y_3) / 2; \quad \xi_2 = \omega \xi; \quad \omega = (n_0 k_0 - q_0^2) / (p_0 k_0) - z; \\ n_0^T &= k_0 + m_0; \quad q_0 = p_0 + l_0; \quad z = p_0 / m_0. \end{aligned} \quad (4.6)$$

Коэффициенты y_i ($i = \overline{1, 7}$) вычисляются в результате интегрирования выражений

$$y_i = w \int_0^1 f_i(x) (1 + \rho x^2)^{-3/2} dx; \quad \rho = w^2 - 1; \quad f_1(x) = r_1 (1 - x^2);$$

$$f_2(x) = r_2 (1 - x^2)^2; \quad f_3(x) = r_1 r_2 x^2 (1 - x^2);$$

$$f_4(x) = r_2 x^2 (1 - x^2); \quad f_5(x) = r_2 x^4; \quad f_6(x) = r_1 r_2 x^4 (1 - x^2); \quad f_7(x) = r_1 x^2;$$

$$\begin{aligned}
r_1 &= \beta / (x^2 + \beta); \quad r_2 = \omega / (x^4 + \gamma x^2 + \omega); \\
\beta &= m_0 / (p_0 - m_0); \quad \omega = 1 / (1 - b + c); \quad \gamma = \omega (b - 2); \quad b = p_0 / n_0^T + n_0 / p_0 - q_0^2 / (p_0 n_0^T). \\
c &= n_0 / n_0^T,
\end{aligned} \tag{4.7}$$

w - отношение продольного и поперечного размеров анизотропных включений.

Интегрирование можно выполнить численно [5] или аналитически. Приведем в качестве примера результат вычисления коэффициента y_1

$$\begin{aligned}
y_1 &= (1 + \beta)(\alpha / \beta - \rho) / \eta - \beta; \quad \eta = z - w^2; \\
\alpha &= \begin{cases} \arctg u / u, & \eta > 0; \quad u = \sqrt{|\eta|} / w; \\ \frac{1}{2u} \ln \left| \frac{u+1}{u-1} \right|, & \eta < 0. \end{cases}
\end{aligned} \tag{4.8}$$

Найденный тензор эффективных модулей упругости \mathbf{l}_{eff} позволяет определить средние поля напряжений и деформаций в матрице и анизотропных включениях [5, 6] через макроскопические напряжения и деформации композита.

$$\begin{aligned}
\sigma^r &= (-1)^t (\mathbf{a}_L)^{-1} (\mathbf{a}_{eff} - \mathbf{a}^t) / c_r \bar{\sigma}; \quad r = i, m; \quad t = i, m; \quad t \neq r. \\
\mathbf{e}^r &= (-1)^t (\mathbf{L})^{-1} (\mathbf{l}_{eff} - \mathbf{l}^t) / c_r \bar{\mathbf{e}}, \quad \mathbf{L} = \mathbf{l}_i - \mathbf{l}_m, \quad \mathbf{a}_L = \mathbf{L}^{-1}
\end{aligned} \tag{4.9}$$

Подставим полученные значения усредненных по включению напряжений и деформаций в формулы (4.8), т. е. будем считать напряженно-деформированное состояние включений однородным [4, 5], тогда с учетом выражений (4.8), (4.9) находим

$$\begin{aligned}
\sigma^m &= \mathbf{k} \bar{\sigma}; \quad \mathbf{e}^m = \mathbf{g} \bar{\mathbf{e}}, \quad \mathbf{k} = (\mathbf{a}_L^{-1} + \mathbf{B})(\mathbf{a}_{eff} - \mathbf{a}^m) / c_i, \\
\mathbf{g} &= (\mathbf{L}^{-1} + \mathbf{A})(\mathbf{l}_{eff} - \mathbf{l}^m) / c_i.
\end{aligned} \tag{4.10}$$

Соотношения (4.10) определяют зависимость напряженно-деформированного состояния матрицы на поверхности раздела с индивидуальным включением от макроскопических напряжений и деформаций, упругих свойств, объемной концентрации, размеров и формы включений.

5. Для проведения численного анализа в конкретном композитном материале перейдем к локальной системе координат u, θ, φ , центр которой совпадает с центром одного из армирующих включений

$$\begin{aligned}
x_1 &= shus_\theta c_\varphi; \quad s_\theta = \sin \theta; \quad c_\theta = \cos \theta, \\
x_2 &= shus_\theta s_\varphi; \quad s_\varphi = \sin \varphi; \quad c_\varphi = \cos \varphi, \\
x_3 &= chus_\theta s_\varphi; \quad chu = xshu.
\end{aligned} \tag{5.1}$$

Физические компоненты τ_{ij} тензора напряжений σ_{ij} на межфазной поверхности Γ_{im} получаем из соотношений

$$\begin{aligned}
\tau_{uu} &= (\kappa^2 s_\theta g_1 + c_\theta^2 \sigma_{33} + 2\kappa c_\theta s_\theta g_2) g; & \tau_{\theta\theta} &= (c_\theta^2 g_1 + \kappa^2 s_\theta^2 \sigma_{33} - 2\kappa c_\theta s_\theta g_2) g; \\
\tau_{\varphi\varphi} &= s_\varphi^2 \sigma_{11} + c_\varphi^2 \sigma_{22} - 2c_\varphi s_\varphi \sigma_{12}; & \tau_{\theta\varphi} &= (c_\theta g_3 - \kappa s_\theta g_4) g^{1/2};
\end{aligned}$$

$$\tau_{\theta\varphi} = (\kappa s_{\theta} g_3 + c_{\theta} g_4) g^{1/2}; \quad \tau_{u\theta} = \left[\kappa c_{\theta} s_{\theta} (g_1 - \sigma_{33}) + (c_{\theta}^2 - \kappa^2 s_{\theta}^2) g_2 \right] g. \quad (5.2)$$

Здесь

$$\begin{aligned} g_1 &= c_{\varphi}^2 \sigma_{11} + s_{\varphi}^2 \sigma_{22} + 2c_{\varphi} s_{\varphi} \sigma_{12}; & g &= (c_{\theta}^2 + \kappa^2 s_{\theta}^2)^{-1}; \\ g_2 &= s_{\varphi} \sigma_{23} + c_{\varphi} \sigma_{13}; & g_3 &= c_{\varphi} s_{\varphi} (\sigma_{22} - \sigma_{11}) + (c_{\varphi}^2 - s_{\varphi}^2) \sigma_{12}; \\ g_4 &= c_{\varphi} \sigma_{23} - s_{\varphi} \sigma_{13}. \end{aligned} \quad (5.3)$$

Напряжения $\sigma(\mathbf{x})$ на межфазной граничной поверхности Γ_{im} в декартовой системе координат определены выражениями (4.9).

Для проведения расчетов надежности элемента планера в области трехмерного концентратора напряжений используем эквивалентное напряжение Мизеса [1,7]

$$s = \left(\frac{3}{2} \boldsymbol{\sigma}' \cdot \boldsymbol{\sigma}' \right)$$

и параметр континуальной поврежденности $D(t)$. Тогда в соответствии с формулами (1.5), (1.7) получаем

$$\begin{aligned} R(t) &= P(G(\tau) > 0; \quad \tau \in [0, t]), \\ G &= 1 - \|\mathbf{v}\|, \quad \|\mathbf{v}\| = (v_1^2 + v_2^2)^{1/2}, \quad v_1 = s/r, \quad v_2 = D. \end{aligned} \quad (5.4)$$

Пусть прочность матрицы распределена по закону Вейбулла [1]

$$F_r(x) = 1 - \exp\left[-(x/r_c)^{\alpha}\right], \quad (5.5)$$

где r_c - детерминированная прочность, $\alpha \geq 1$ - параметр распределения. Закон накопления поврежденности запишем в виде [1,8]

$$\dot{D} = g(s, D, t) \quad (5.6)$$

тогда значение поврежденности в момент t определим в результате интегрирования

$$D = \int_0^t g(\tau) d\tau.$$

Таким образом, полностью определены расчетные параметры предлагаемой модели. А именно, эквивалентное напряжение s в зоне концентратора напряжений, параметр прочности r и параметр поврежденности D . Тем самым построено пространство качества $V(v_1, v_2)$. Задано уравнение предельной поверхности Γ пространства B допустимых значений вектора $\mathbf{v}(\mathbf{x}, t)$.

Выводы

Предложенный метод позволяет определить количественные характеристики надежности конструктивных элементов планера самолета, в трехмерной постановке исследовать распределение напряжений и деформаций на поверхности раздела матрицы и анизотропных дискретных элементов арматуры и микродефектов. Метод может быть использован для оценки параметров долговременной прочности и надежности на основе определения статистических характеристик локальных напряжений и деформаций в структуре композита.

Список литературы

1. Болотин В.В. Ресурс машин и конструкций.-М.: Машиностроение.- 1990.-448с.
2. Болотин В.В., Новичков Ю.Н. Механика многослойных конструкций.- М.:Машиностроение.-1980.-220с.
3. Маслов Б.П. Напряженно-деформированное состояние в матрице стохастически армированных композитов // Механика композитных материалов.-1989.-№3.-с.396-403.
4. Маслов Б.П., Климяк А.Н. Вероятностные методы в расчетах механических характеристик композиционных материалов, используемых в конструкциях агрегатов планера самолета // Научно-технический журнал «Технологические системы». – 4(15)/2002. – С.215-218.
5. Маслов, Климяк А.Н., Клопота А.В. Конструкционная прочность и надежность болтовых соединений элементов планера самолета из КМ // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Харьков: “ХАИ” – 2004. - Выпуск 23. – С. 48 – 58.
6. Механика композитов: В12т./Под ред. А.Н. Гузя.- Т 3. Статистическая механика и эффективные свойства материалов.-Киев: Наук. думка, 1993.-
7. Савин Г. Н. Распределение напряжений около отверстий. – К.: Наук. думка, 1968. – 888 с.
8. Маслов Б.П., Шатило Л.В. Рівняння зростання тріщини втомі у пошкодженному матеріалі із зміцненням // Вісник Київського університету. – Серія: Фізико-математичні науки. - 2005. - №1. – С.114 – 123.
9. Guz A.N. Description and investigation of some non-classical problem of fracture mechanics and corresponding mechanisms // Inter. Appl. Mech.-2000.-36.-N12; (Прикл. механика.-2000.-36.-№12.-С.3-37)
10. Guz A.N., Rogers A.A., Guz I.A. // Inter. Appl. Mech.-2005.-41.-N3; (О построении теории разрушения нанокompозитов при сжатии // Прикладная механика. – 2005. – 41. - № 3. – С. 3 – 35.)
11. Kiris A., Inan E. Eshelby tensors, for a spherical inclusion in micro-elongated elastic fields // International Journal of Engineering Science. – 2005. – N1. – p. 49 – 58.

Формирование мастер-геометрии беспилотных летательных аппаратов “Пчелка”

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»,
Авиационное научно-техническое общество КНХ
Харьковское государственное авиационное производственное предприятие*

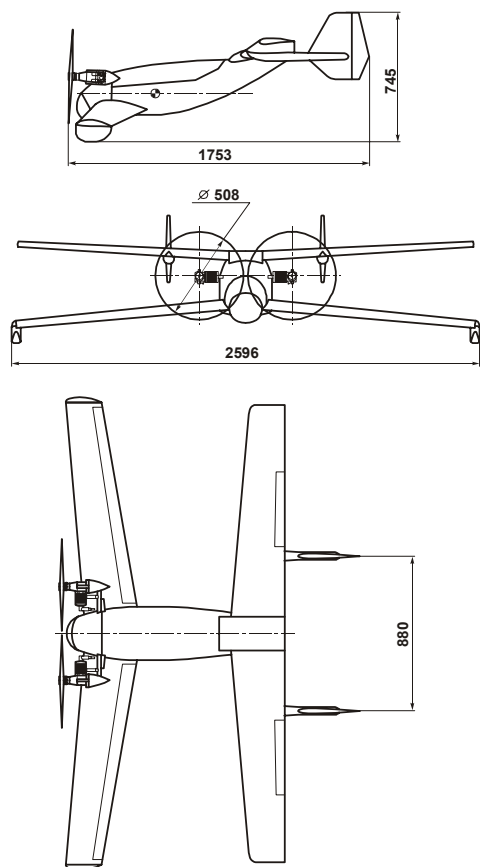
При проектировании конструкции нового летательного аппарата на стадии эскизного проектирования возникает необходимость создания мастер-геометрии самолета. При этом для создания мастер-геометрии обычно недостаточно исходных данных на момент начала разработки, что негативно сказывается на сроках разработки всей конструкции. Современные компьютерные интегрированные системы CAD/CAM/CAE/PLM позволяют решать подобный класс задач с помощью основных принципов параметрического и ассоциативного моделирования. Взаимодействие процессов предварительного проектирования и процессов создания компьютерных моделей (мастер-геометрии, модели распределения пространства и модели полного электронного определения изделия) остается на сегодняшний день в большинстве случаев последовательным. Это объясняется целым рядом объективных причин, наиболее важная из которых – невозможность создания компьютерной модели изделия без полного набора исходных данных, определяющих ее параметры.

Целью статьи является рассмотрение процесса создания мастер-геометрии беспилотных летательных аппаратов (БЛА) семейства комплексов “Пчелка” в условиях недостатка исходных данных с помощью компьютерной интегрированной системы CAD/CAM/CAE/PLM CATIA V5.R16.

Семейство комплексов “Пчелка” представляет собой многофункциональную систему, обеспечивающую решение целого комплекса задач по инспекции и патрулированию объектов, по поиску и обнаружению утечек из нефти и газопроводов и т.п.

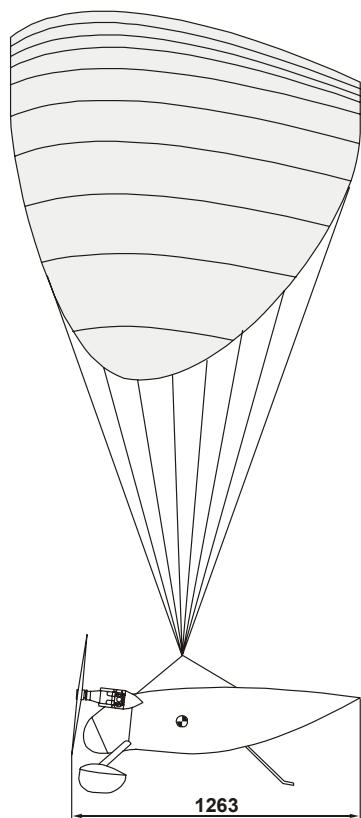
“Пчелка-К” – комплекс, оснащенный БЛА нетрадиционной аэродинамической схемы высокого аэродинамического качества и динамической устойчивости, оснащенный системой непосредственного управления подъемной силой (рис. 1). БЛА имеет системы короткого взлета и управляемой «точечной» посадки на основе пневмокатапультной установки и аэроупругого крыла высокого аэродинамического качества. Имеет высокий метеоминимум, слабую зависимость от условий базирования, высокую регулярность полетов.

“Пчелка-АК” – комплекс, оснащенный БЛА, в качестве несущей системы которого применено аэроупругое крыло высокого аэродинамического качества, обеспечивающее короткий взлет и посадку (рис. 2). БЛА может применяться в простых метеоусловиях.



Аэродинамическая схема	Тандем
Площадь крыльев суммарная	1,33 м ²
Аэродинамическое качество	15
Силовая установка	2хПД (3, 4, 5, 7.5) л. с. с ВВ
Взлетный вес, кг	35 ÷ 75
Вес полезной нагрузки max, кг	5 ÷ 20
Скорость, км/ч	20 ÷ 50* 80 ÷ 150
Время полета, час	2 ÷ 6
Высота полета, м	30 ÷ 5000
Взлет	пневмокатапультная установка, разгонная автоплатформа, авианоситель
Посадка	*На управляемом аэроупругом крыле
Дистанция разгона при катапультном старте, м	6
Дистанция пробега при посадке, м	3 - 5

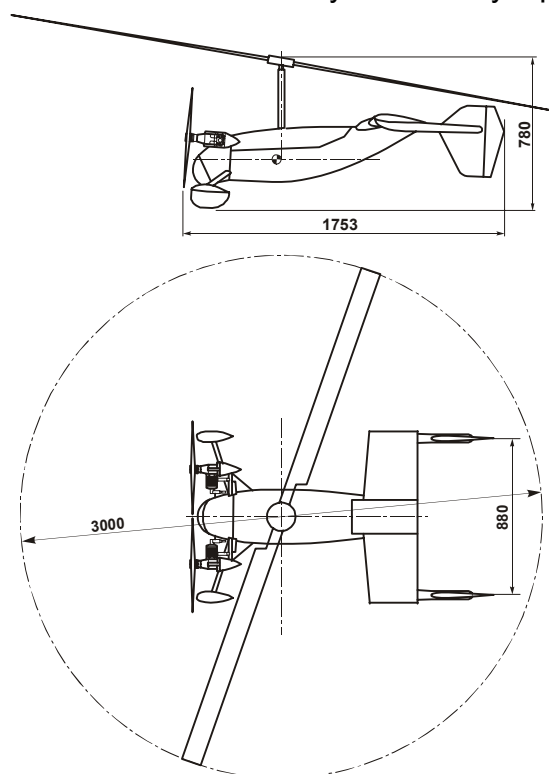
Рис. 1. Общий вид БЛА комплекса “Пчелка-К”



Аэродинамическая схема	Аэроупругое крыло
Площадь аэроупругого крыла	18 м ²
Приводы управления аэроупругим крылом	Электролебедки мощностью 2 х 15 Вт
Силовая установка	2 х ПД 4 л. с. с ВВ 2 х ЭЛ.ДВ 3,5 кВт с ВВ
Взлетный вес, кг	75
Вес полезной нагрузки max, кг	20 ÷ 25
Скорость, км/ч	20 ÷ 50
Время полета, час	2 ÷ 6
Высота полета, м	30 ÷ 1000
Взлет	Под аэроупругим крылом с коротким разбегом/пробегом
Посадка	

Рис. 2. Общий вид БЛА комплекса “Пчелка-АК”

“Пчелка-А” – комплекс, оснащенный БЛА автожирного типа, обеспечивающий «прыжковый» взлет и точечную посадку (рис. 3). БЛА имеет высокий метеоминимум и высокую регулярность полетов.



Аэродинамическая схема	Свободно вращающийся ротор (автожир)
Несущая система	двухлопостной винт постоянного шага
Силовая установка	2хПД (4, 5, 7.5) л. с. с ВВ
Взлетный вес, кг	35 ÷ 75
Вес полезной нагрузки max, кг	5 ÷ 20
Скорость, км/ч	35 ÷ 150
Время полета, час	2 ÷ 4
Высота полета, м	30 ÷ 5000
Взлет	прыжкового типа со стартового устройства
Посадка	Вертикальная или с пробегом

Рис. 3. Общий вид БЛА комплекса “Пчелка-А”

БЛА семейства “Пчелка” обладают высокой унификацией агрегатов и систем планера. Фюзеляж, оперение, шасси и силовая установка практически неизменны для всех БЛА семейства “Пчелка”, что значительно снизит трудоемкость создания мастер-геометрии БЛА семейства.

К началу разработки мастер-геометрии известны такие исходные данные: принятые к дальнейшему проектированию общие виды БЛА всех типов семейства “Пчелка” (рис. 1-3); тип и геометрия аэродинамических профилей; состав размещение и габаритные размеры силовой установки, БРЭО и аппаратуры полезной нагрузки; правила формирования некоторых зон планера (например, были сформулированы общие принципы сопряжения поверхности крыльев с поверхностью фюзеляжа и т.п.). В качестве неизвестных на начальный момент параметров считались геометрия крыльев и углы их установки, взаимное расположение крыльев, геометрия ротора, геометрия органов управления, параметры поперечного сечения цилиндрической части фюзеляжа, общий вид и законы построения носовой и кормовой частей фюзеляжа.

В связи с тем, что агрегаты БЛА семейства “Пчелка” однотипны методика создания их мастер-геометрии аналогична.

Формирование мастер-геометрии агрегатов планера БЛА выполняется с учетом требований аэродинамики, принятых на этапе эскизного проектирования конструктивно-технологических решений, и законов формирования поверхностей в системе CAD/CAM/CAE/PLM CATIA V5.R16.

Аэродинамические поверхности планера БЛА (переднее крыло, заднее крыло, вертикальное оперение, лопасти ротора) моделировались с использованием эталонной поверхности теоретического обвода. Она представляла собой линейчатую поверхность, ассоциативно созданную с контурами корневого и концевого аэродинамических профилей.

Моделирование поверхностей органов управления выполнялось путем выделения участков эталонной поверхности, приходящихся на зону расположения руля в отдельный геометрический блок с одновременным формированием необходимых конструктивных зазоров. На следующем шаге моделировались носок рулевой поверхности и стенка щели в неподвижной части крыла.

Завершением создания мастер-геометрии крыльев и оперения является моделирование их законцовок.

На рис. 4 показан набор обводообразующих и вспомогательных кривых, необходимых для построения мастер-геометрии крыла планера БЛА, и собственно мастер-геометрия переднего крыла. На рис. 5 изображена готовая, полностью параметричная и ассоциативно связанная с другими агрегатами планера мастер-геометрия переднего крыла. Методика создания мастер-геометрии заднего крыла, вертикального оперения, а также лопастей ротора для БЛА комплекса “Пчелка-А” аналогична описанной выше методике.

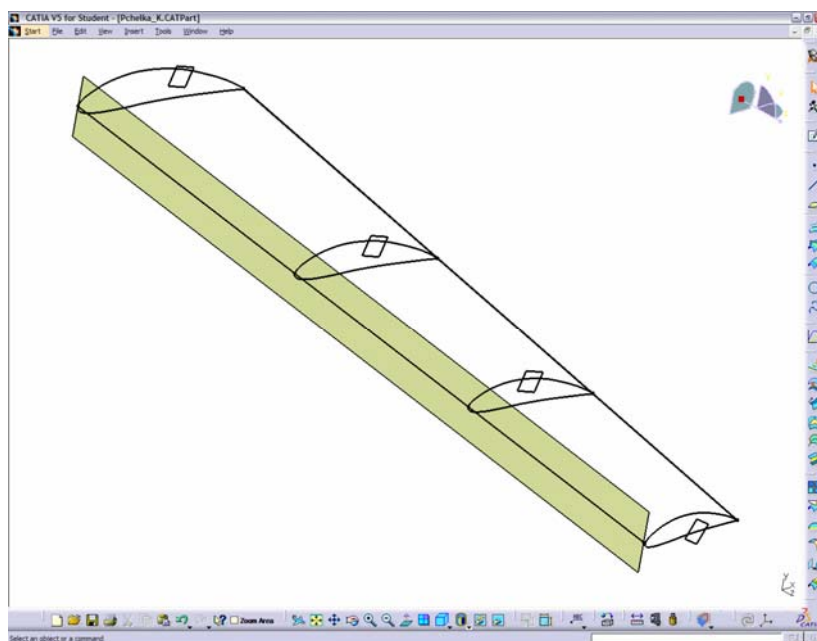


Рис. 4. Набор обводообразующих и вспомогательных кривых крыла планера БЛА

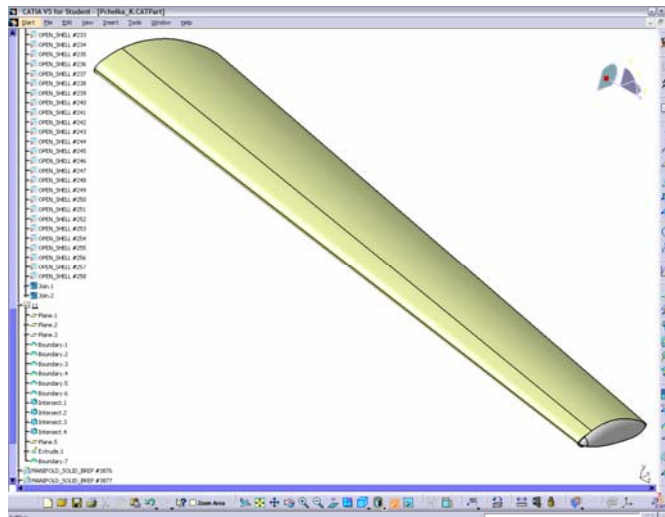


Рис. 5. Мастер-геометрия крыла планера БЛА

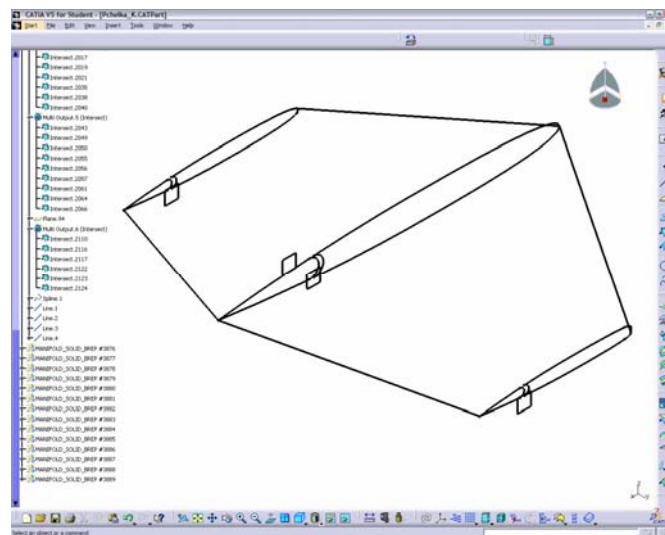


Рис. 6. Набор обводообразующих и вспомогательных кривых вертикального оперения планера БЛА

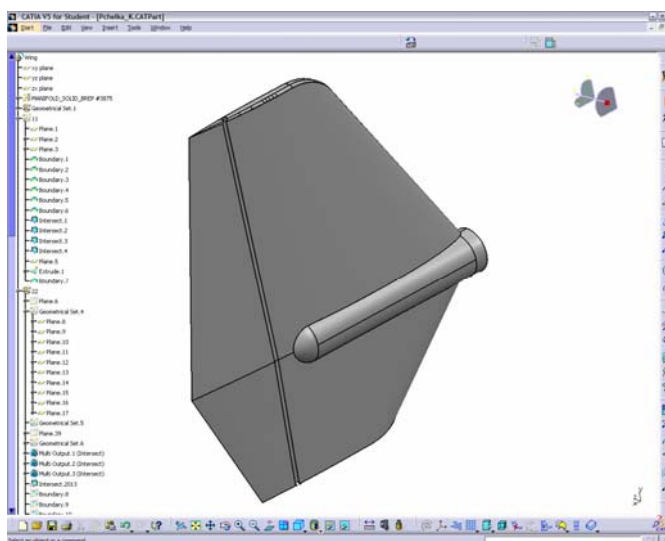


Рис. 7. Мастер-геометрия вертикального оперения планера БЛА

При создании мастер-геометрии фюзеляжа БЛА семейства “Пчелка” общую модель разделяли на три части: носовую, цилиндрическую и кормовую.

Мастер-геометрия цилиндрической части фюзеляжа представляет собой линейчатую поверхность, построенную между двумя профилями поперечного сечения. Профили поперечного сечения фюзеляжа выполняли полностью параметрическими со взаимно согласованными параметрами. Одновременно они являлись начальными сечениями для построения поверхностей носовой и кормовой частей фюзеляжа.

Исходными данными для построения мастер-геометрии носовой части фюзеляжа стали наборы кривых, которые описывают следующие конструктивные элементы: форму поперечного сечения теоретического обвода в зоне цилиндрической части фюзеляжа, нулевой батокс и нулевую горизонталь.

Переход от близкой к прямоугольной формы цилиндрической части фюзеляжа к круглой форме носовой части осуществлялся с помощью вспомогательных трехмерных кривых, задающих схему перехода радиусов. Вспомогательную кривую строили методом комбинированного проецирования ее плановой и боковой проекций.

В связи с тем, что выбранный метод построения поверхностей носовой части фюзеляжа имеет множество решений, необходима операция контроля полученной в результате построения мастер-геометрии на отсутствие «завала» или «выпучивания» поверхности. Для этого выполнялось построение семейства контрольных плоскостей (как произвольной ориентации, так и параллельных плоскостям шпангоутов, батоксов и горизонталей). Результат пересечения любой контрольной плоскости с поверхностями носовой части фюзеляжа представляет собой ассоциативно связанную с ними контрольную кривую. Встроенными в систему CAD/CAM/CAE/PLM CATIA V5.R16 средствами анализа кривой выполнялся анализ контрольных кривых и осуществлялась корректировка исходного набора генерирующих кривых. Помимо этого, для контроля качества построенных поверхностей использовали и встроенный аппарат анализа поверхностей.

На рис. 8 и 9 изображены наборы обводообразующих и вспомогательных кривых, необходимых для построения мастер-геометрии фюзеляжа БЛА семейства “Пчелка”, и готовая, полностью параметричная мастер-геометрия фюзеляжа.

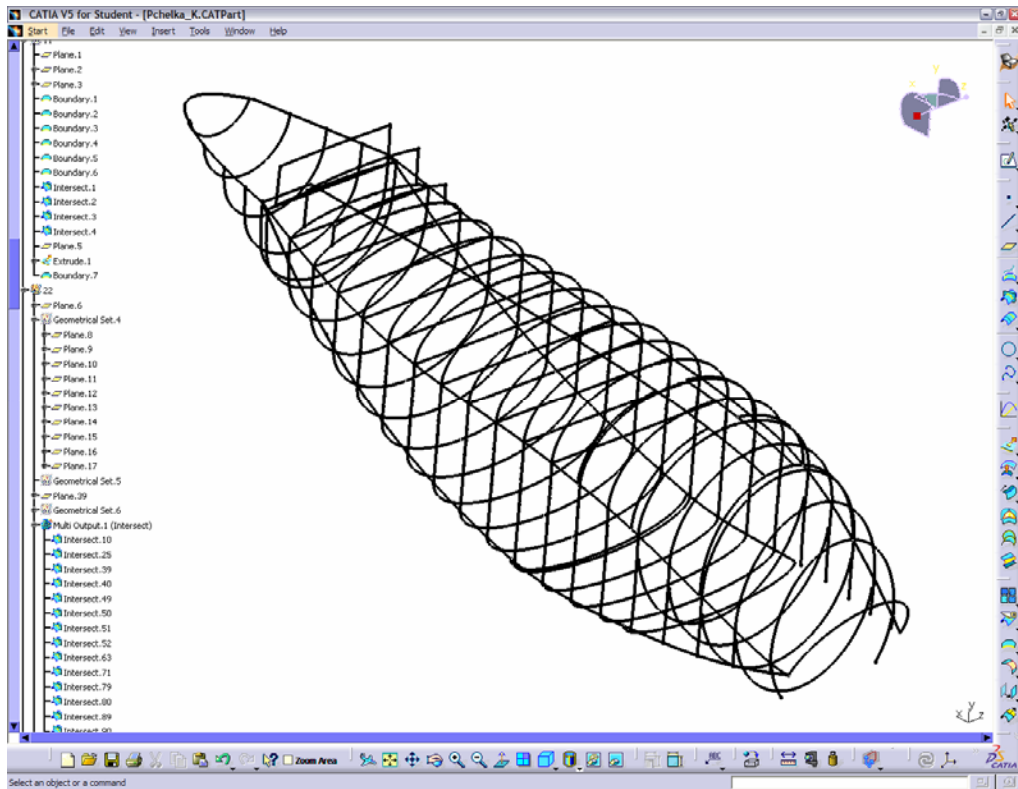


Рис. 8. Набор обводообразующих и вспомогательных кривых фюзеляжа БЛА

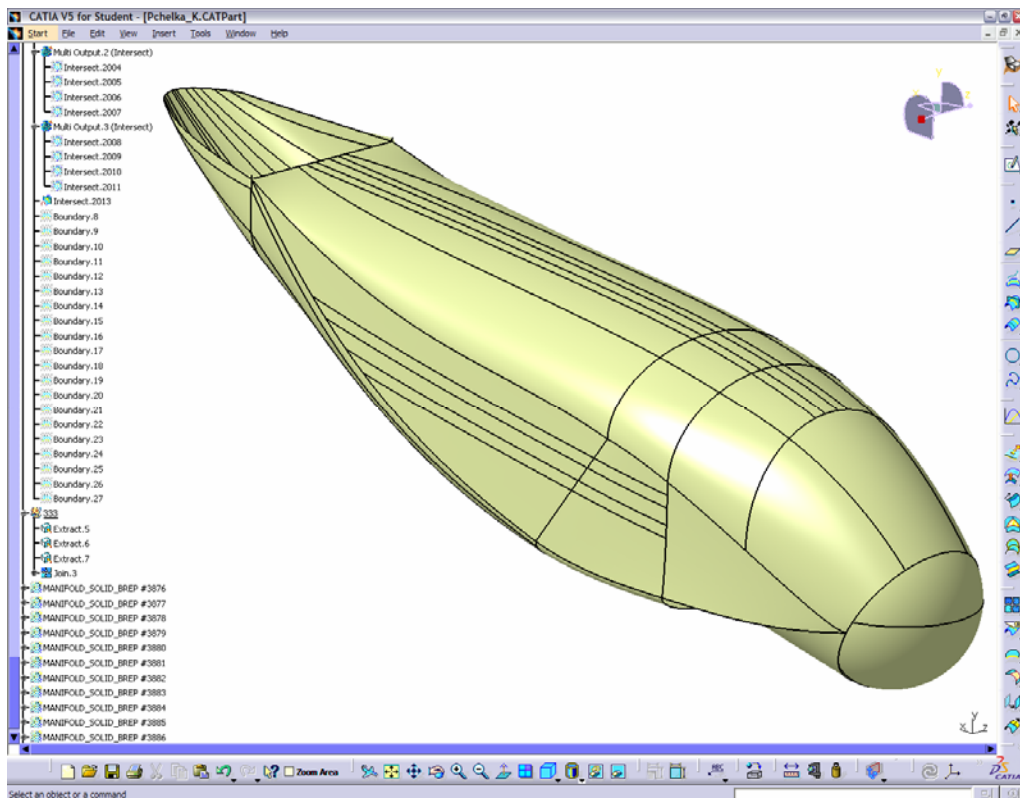


Рис. 9. Мастер-геометрия фюзеляжа БЛА

На рис. 10, 11, 12 показаны мастер-геометрия БЛА семейства комплексов “Пчелка”.

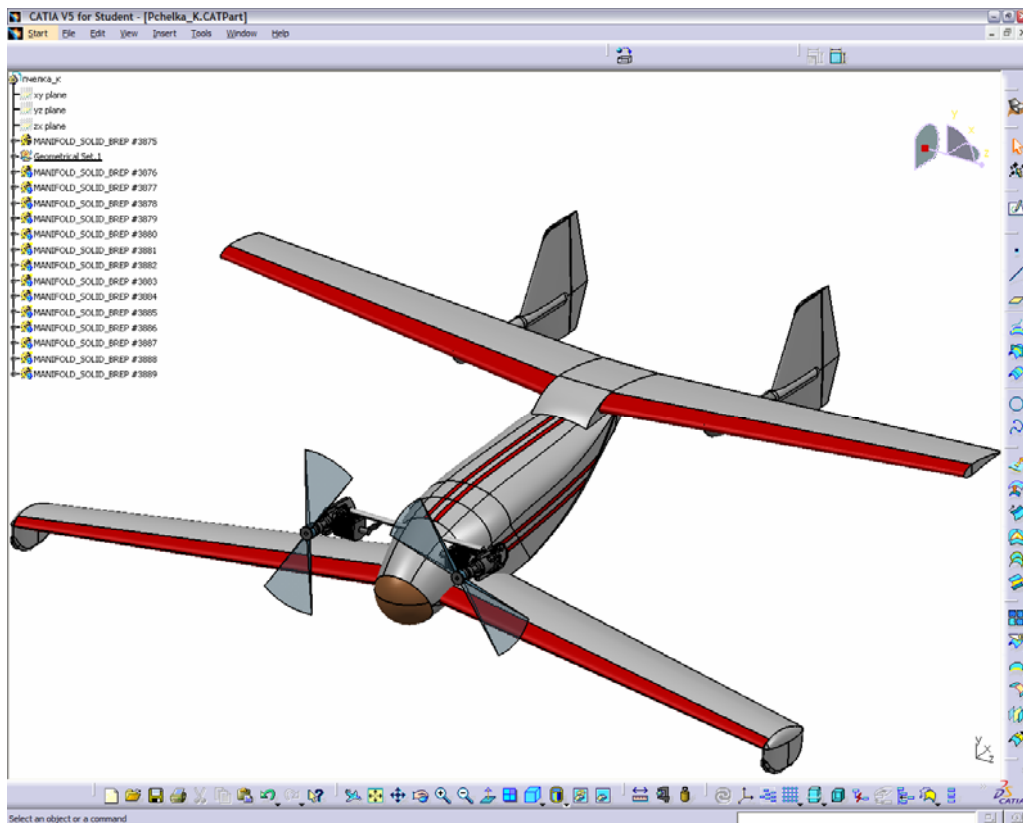


Рис. 10. Мастер-геометрия БЛА комплекса “Пчелка-К”

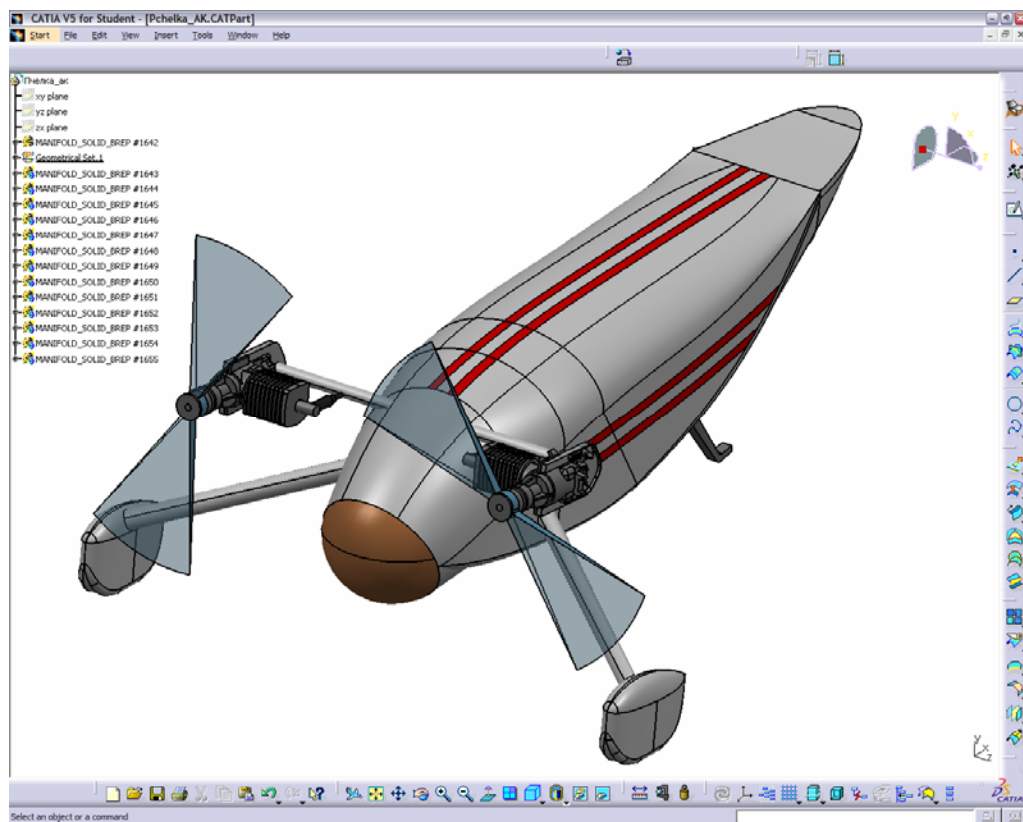


Рис. 11. Мастер-геометрия БЛА комплекса “Пчелка-АК”
(парашюан условно не показан)

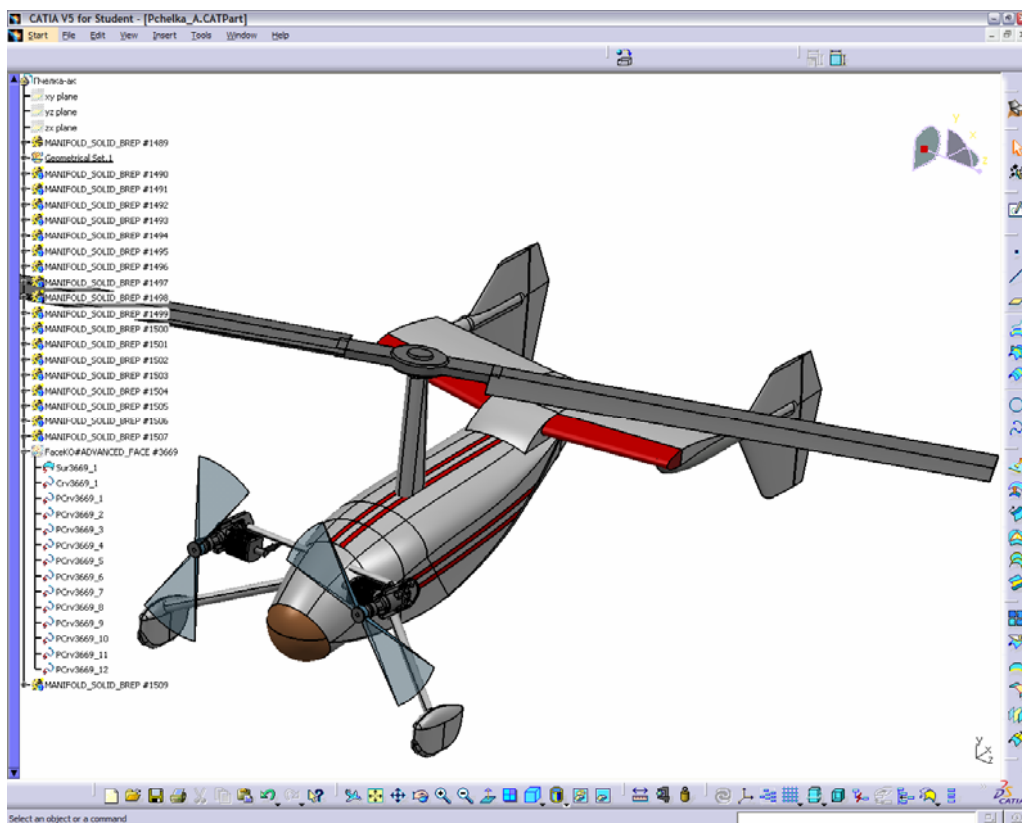


Рис. 12. Мастер-геометрия БЛА комплекса “Пчелка-А”

В результате были созданы параметрические модели мастер-геометрии БЛА семейства “Пчелка”. Такая методика позволяет начать работы по созданию мастер-геометрии до поступления полного набора исходных данных, а также дает возможность быстрого внесения изменений в модель на любой стадии проектирования и дальнейшего моделирования.

Предложенный метод формирования мастер-геометрии позволяет сделать процесс предварительного проектирования и процессы создания компьютерных моделей параллельными, взаимосвязанными, с незначительным сдвигом работ по времени.

В дальнейшем разработанная мастер-геометрия БЛА семейства “Пчелка” используется для создания модели распределения пространства и модели полного определения изделия. При этом благодаря предложенной методике создания полностью параметричной мастер-геометрии возможно внесение изменений в базовую мастер-геометрию на любой стадии моделирования.

Список литературы

1. Формирование облика многофункционального беспилотного авиационного комплекса гражданского назначения / Белый В. Д., Мялица А. К., Гребеников А. Г., Черановский В. О., Парфенюк В. В. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ». - 2001. - Вып. 9. - С. 3-16.
2. Кашафутдинов С.Т., Лушин В.Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. – Новосибирск: СИБНИА, 1994. – 75 с.

Реализация концепции «Free Flight» на пассажирском региональном самолете

АНТК им. О.К. Антонова

По прогнозам ICAO в последующие десятилетия после 2000 г. ожидается существенный спрос на воздушные перевозки во многих регионах земного шара. В частности, ожидается, что в некоторых регионах Европы объем воздушного движения возрастет в два раза. Рост объемов воздушного движения определил необходимость создания новой глобальной системы аэронавигации и организации воздушного движения типа «Free Flight» («Свободный полет»). Вновь создаваемые пассажирские самолеты типа Ан-148 должны отвечать этим перспективным требованиям.

Исследования по созданию новой глобальной системы аэронавигации и организации воздушного движения в течение ряда лет проводила Международная организация гражданской авиации. В середине 90-х годов комитет ICAO по разработке будущих аэронавигационных систем FANS (Future Air Navigation System) определил основные требования к новой комплексной системе. В настоящее время разработан вариант данной системы, получившей название CNS/ATM (Communication, Navigation, Surveillance / Air Traffic Management - Связь, Навигация и Наблюдение за воздушным пространством / Организация воздушного движения). Указанная система включает в себя комплекс бортового оборудования воздушных судов и глобальную систему организации воздушного движения ATM [1]. Внедрение глобальной мировой системы связи, навигации, наблюдения/организации воздушного движения CNS/ATM является одним из директивных перспективных положений ICAO.

Создание такой системы по мнению экспертов должно обеспечить:

- гибкость планирования маршрутов,
- повышенную экономическую эффективность полета, при этом время полета средней дальности сокращается на 6-20 минут,
- удовлетворение растущих потребностей воздушного движения,
- обеспечение упорядоченного развития мировой гражданской авиации,
- повышение безопасности, регулярности и эффективности полетов,
- повышение экономичности коммерческих воздушных перевозок,
- получение прибыли за счет использования глобальной навигации.

Специалисты ICAO предполагают, что реализация намеченных планов перехода к системе «Свободный полет» возможна к 2012 или даже к 2025 г. По прогнозам организации ICAO глобальная система CNS/ATM позволит ежегодно экономить 6 млрд. USD по сравнению с затратами на традиционные системы. В настоящее время реализованы и внедрены только отдельные элементы системы CNS/ATM.

Концептуальные вопросы реализации новой глобальной системы аэронавигации и организации воздушного движения CNS/ATM публиковались в отдельных изданиях [2,3,4]. Реализация концепции «Free Flight» (CNS/ATM) и выполнение требований ICAO в авионике фирмы «Rockwell Collins» рассматривалась на конференции фирмы в 1999 году [5]. Однако, состав

бортового радиоэлектронного оборудования для пассажирского регионального самолета до настоящего времени определен не был. Для решения возникшей проблемы требуется определить номенклатуру, тип и количество отдельных систем бортового радиоэлектронного оборудования для пассажирского регионального самолета типа Ан-148.

Концепция «Свободный полет» заключается в предоставлении экипажу воздушного судна возможности самому спланировать и осуществить собственный маршрут полета. При этом руководство воздушным движением (АТМ) состоит в выделении каждому из самолетов, находящемуся под контролем, определенной части воздушного пространства для выполнения запланированного задания на полет, то есть АТМ фактически производит распределение ресурса воздушного пространства.

Система CNS/АТМ включает (структура представлена на рисунке 1):

- **НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**
 - **средства навигации**
 - контрольно-корректирующие станции ККС, обеспечивающие точный заход по II и III категориям ICAO с применением СНС,
 - наземные маяки VOR/DME.
 - **средства связи**
 - «земля-воздух»,
 - «земля-земля».
 - **средства наблюдения**
 - радиолокационные станции обзора РЛС,
 - вторичные обзорные радиолокационные станции ВОРЛ/ADS.
- **БОРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**
 - **средства навигации**
 - спутниковые навигационные системы,
 - угломерные и дальномерные системы VOR/DME,
 - навигационная аппаратура, обеспечивающая точности RNAV,
 - навигационная вычислительная система FMS и аэронавигационная база данных БД.
 - **средства связи “воздух-земля”,**
 - **средства наблюдения**
 - линия передачи данных ЛПД,
 - бортовая система предупреждения столкновения в воздухе БСПС,
 - самолетный ответчик с режимом “S”.
- **ОРГАНИЗАЦИЮ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ**
 - регламент производства полета,
 - организацию воздушного движения ОВД,
 - организацию потоков воздушного движения ОПВД,
 - формирование требований к навигационной точности RNP и к точности наблюдения RSP.

СТРУКТУРА СИСТЕМЫ CNS/ATM

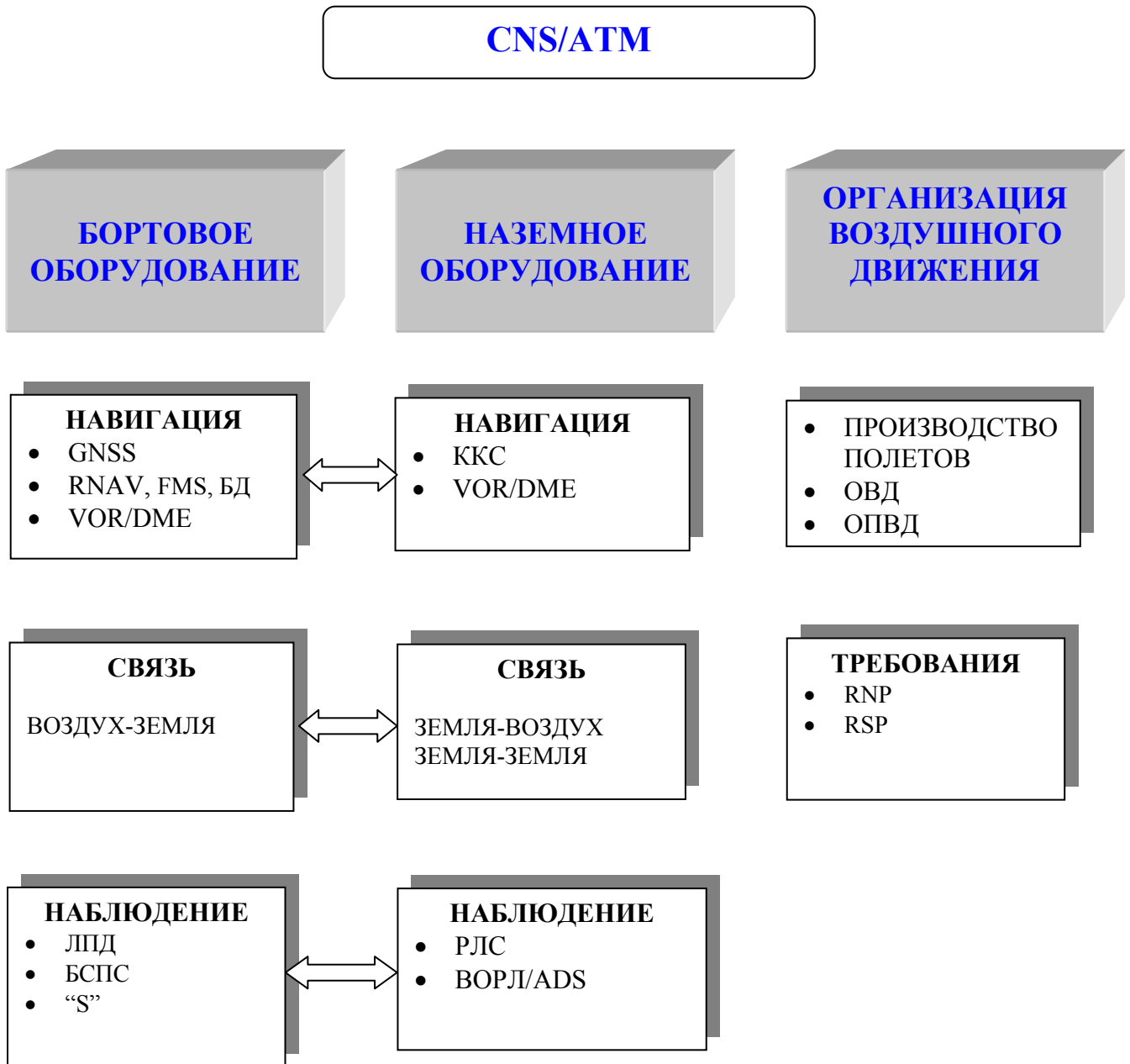


Рис.1 Структура системы CNS/ATM

Комплекс бортового оборудования для работы в системе CNS/ATM должен включать следующие элементы:

- систему электронной индикации СЭИ;
- навигационную цифровую вычислительную систему самолетовождения и оптимизации полета FMS, которая должна обеспечить более широкое использование датчиков спутниковой навигации GNSS при определенном установленном уровне требуемых навигационных характеристик точности RNP при внедрении новых стандартов разделения воздушных судов в используемом воздушном пространстве;

- систему связи, которая должна обеспечить переход от речевой аналоговой связи к автоматическим линиям передачи цифровой информации, обеспечивающим более быструю и точную передачу информации при большем ее объеме и большем количестве каналов связи. Оборудование системы связи должно включать в себя средства связи с наземными пунктами в ДКМВ и МВ диапазонах и средства спутниковой связи в СМВ диапазоне,
- систему наблюдения и отслеживания маршрута полета, которая должна обеспечивать наблюдение за окружающим пространством на этапах полета самолета и автоматически выдавать в соответствии с установленными стандартами данные о местоположении самолета и его высоте по линиям передачи данных на наземные станции глобальной системы организации воздушного движения АТМ.

Любое из воздушных судов (ВС) нового поколения должно иметь перечисленные выше системы.

Бортовое радиоэлектронное оборудование пассажирского регионального самолета должно обеспечивать выполнение следующих задач:

- полеты по правилам полета по приборам (ППП) и правилам визуальных полетов (ПВП),
- полеты самолета по международным воздушным трассам и линиям в навигационных системах RNAV и PRNAV с обеспечением точностных характеристик соответственно RNP-5, RNP-1,
- решение задач навигации и управления процессом самолетовождения на всех этапах полета от взлета до захода на посадку, по воздушным трассам и произвольным маршрутам на оборудованных и необорудованных трассах, в том числе, маневрирование в зоне аэродрома по схемам SID и STAR, в любое время суток и года,
- работу со стандартной всемирной и пользовательской базами аэронавигационных данных, использование навигационной информации в формате ARINC-424,
- посадку по IIIA категории ICAO,
- вертикальное эшелонирование через 300 м,
- документирование переговоров членов экипажа,
- предупреждение столкновений самолета в воздухе,
- раннее предупреждение приближения земли,
- индикацию экипажу самолета на multifunctional ЖК-индикаторах:
 - пилотажной и навигационной информации;
 - данных о метеорологических образованиях по направлению полета, обнаружение «сдвига ветра»;
 - аэронавигационной карты маршрута полета;
 - схем выхода из района аэродрома, схем захода на посадку, схем аэропортов;
 - подстилающей поверхности в передней полусфере и других данных системы SRPP3;
 - данных о воздушном движении вокруг самолета от системы TCAS;
 - информацию о работе и параметрах силовой установки, систем самолета;
 - текстов аварийных, предупреждающих и уведомляющих сигналов с рекомендациями по парированию возникших опасных ситуаций.

- устойчивую двустороннюю связь самолета со службами УВД и с экипажами других самолетов с разносом каналов 8.33/25 кГц в МВ диапазоне,
- внутрикабинную связь между членами экипажа,
- обеспечение экипажа радиосвязью в ДКМВ диапазоне,
- передачу аварийно-спасательных сигналов.
- передачу сообщений в системе ACARS,
- обеспечение селективного вызова экипажа по каналам радиосвязи,
- предоставление пассажирам информационно-развлекательных программ,
- информации от электронного информационного планшета (Electronic Flight Bag EFB),
- госопознавание принадлежности самолета.

Бортовое радиоэлектронное оборудование пассажирского регионального самолета должно соответствовать действующим и перспективным рекомендациям ICAO до 2015г., табл. 1.

Действующие и перспективные рекомендациям ICAO

Таблица 1

Срок ввода	Содержание рекомендаций ICAO
1994г.	Боковое и продольное эшелонирование 30 x 30 миль MNPS
1998г.	Помехозащищенность ILS/VOR
1999г.	Радиосвязь с дискретностью каналов 8.33 кГц
1999г.	Использование вторичного радиолокатора (режим S)
1999г.	Сокращенный минимум вертикального эшелонирования RVSM (300 м)
1999г.	Использование GPWS
2000г.	Использование СПС (TCAS)
2000г.	Обеспечение зональной навигации B-RNAV (RNP-5)
2002г.	Аварийный, приводной передатчик (ELT)
2003г.	Обеспечение зональной навигации P-RNAV с точностью RNP-1. Обеспечение процедур взлета и посадки ICAO SID, STAR
2003г.	Использование усовершенствованной EGPWS
2004г.	Неточный заход на посадку по CHC
2005-2007г.г.	Обнаружение сдвига ветра
2006г.	Линия передачи данных ACARS, CPDLS
2007г.	Применение EFB
2007г.	Предупреждение столкновений на земле
2007-2010г.г.	Четырехмерная навигация 4D RNAV
2012-2015г.г.	Концепция CNS/ATM

Для работы в системе CNS/ATM бортовое радиоэлектронное оборудование самолета должно включать систему электронной индикации СЭИ, пилотажно-навигационное оборудование ПНО, радиосвязное оборудование РСО, систему управления общесамолетным оборудованием СУОСО, систему аварийной сигнализации САС, систему госопознавания СГО, объединенные средствами управления, контроля и индикации в единую информационно-управляющую систему.

Выводы

Для реализации концепции “Free Flight” в составе бортового радиоэлектронного оборудования пассажирского регионального самолета должны быть заложены основные принципы и элементы:

1. Применена открытая архитектура построения БРЭО, позволяющая изменять и дополнять состав БРЭО без существенной доработки самолета.
2. Применена комплексная система индикации и сигнализации типа КСЭИС-148 на базе 5 многофункциональных ЖК-индикаторов 6”x8”.
3. Установлена аппаратура передачи данных типа CMU-4000 или «Брик» и дополнительная радиостанция МВ диапазона типа VHF-4000 или «Орлан 85СТД» для ведения цифровой служебной и командной связи в системе ACARS с наземными службами УВД.
4. Установлено два комплекта спутниковой навигационной системы типа СНС-2 - выполнение требований GNSS.
5. Наличие систем FMS типа BCC-100, СНС типа СНС-2, VOR/DME типа «Курс-93М» для обеспечения выполнения требований навигационной точности R-RNAV.
6. Установлена система типа TCAS-2000 – выполнение требования к бортовой системе предупреждения столкновения БСПС.
7. Наличие в системе TCAS самолетного ответчика СО с режимом «S» второго уровня с последующим переходом на СО с режимом «S» четвертого уровня – обеспечение режима «S».
8. Предусмотрена установка электронного планшета EFB (electronic flight bag), позволяющего хранить базы данных (БД) Jeppesen и осуществлять вывод информации на систему индикации СЭИ.

Перспективой дальнейших исследований в данном направлении является определение технических характеристик для каждого типа оборудования.

Список литературы

1. Инструктивный материал. ICAO/ Национальный план для систем CNS/ATM// 1999
2. Сборник “Проблемы безопасности полетов” № 6/Перспективы внедрения системы связи, навигации и наблюдения/ организации воздушного движения (CNS/ATM)// ВИНТИ, 1996 .
3. Сборник “Проблемы безопасности полетов” № 7/Перспективы внедрения системы связи, навигации и наблюдения/ организации воздушного движения (CNS/ATM)// ВИНТИ, 1996 .
4. Сборник “Проблемы безопасности полетов” № 12 / Готова ли Европа одобрить принцип “Свободного полета”././ВИНТИ, 1998.
5. Конференция по авионике фирмы “Rockwell Collins”/ ‘Реализация концепции “Free Flight”” (CNS/ATM) и выполнение требований ИКАО в авионике фирмы “Rockwell Collins”// Rockwell Collins, 1999.

Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 4

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ

Наличие в каждой плановой точке значений семи переменных $(T_i, F_i, G_i, P_i, M_i, \alpha_i, \theta_i)$ позволяет посредством решения обратной задачи восстановить аэродинамические коэффициенты $C_y(\alpha, M)$ и $C_x(C_y(\alpha, M), M)$ как функции указанных аргументов в эксплуатационной области W полетной конфигурации гипотетического самолета [1-2]. Эти наборы значений переменных можно получить либо решением прямых задач практической аэродинамики с использованием высотно-скоростных характеристик (ВСХ) двигателя, либо экспериментальным измерением.

В первом случае - в случае компьютерного моделирования летных испытаний с использованием ВСХ - предполагается, что регулировкой двигателя перед испытаниями можно добиться получения его тяги в точном соответствии с ВСХ, гарантирующими ее значение на момент выработки ресурса. Как правило, это предположение не соответствует действительности, так как после регулировки новый двигатель не будет адекватен двигателю, выработавшему ресурс. Следовательно, тяга, рассчитанная на основе ВСХ, в общем случае, не будет совпадать с тягой в испытаниях.

Во втором варианте, варианте экспериментальных измерений переменных, предполагается наличие тягомера, измеряющего реальную тягу двигателя в системе самолета в фактических условиях полета, что само по себе является достаточно сложной технической задачей.

Исходя из наличия реальных трудностей в определении суммарной тяги двигателей в системе самолета в исследованиях рассматривалась возможность ее оценки на основе представления аэродинамических коэффициентов в виде функций, определенных в W .

4.1. Использование минимальных тяг

При описании схемы получения на основе ВСХ системы опорных точек в W , используемых для построения планов испытаний, указывалось, что свободные переменные изменяются дискретно в своих допустимых диапазонах, что дает в каждой опорной точке несколько десятков точек, различимых значениями этих переменных. Среди последних важным является режим работы двигателя R , который для выбранного в качестве базового в плоскости "угол атаки – число Маха" плана из 20 точек соответствовал номинальному режиму работы ($R=1.0$, Таблица 1 в [1]). Учитывая достаточно существенное влияние ошибки определения суммарной тяги на ошибку восстановления аэродинамического качества K [3] и предполагая мультипликативный ее характер, этот, неизменный в W , план можно составлять, устанавливая любой допустимый, но один и тот же режим работы двигателей для всех точек плана. При каждом значении режима

изменением мультипликативной ошибки оценивается совместное их влияние на точность идентификации аэродинамического качества, что позволяет отслеживать общую тенденцию в изменениях наибольших и средних ошибок определения основной контролируемой характеристики K и выйти на одну из возможных схем получения суммарной тяги.

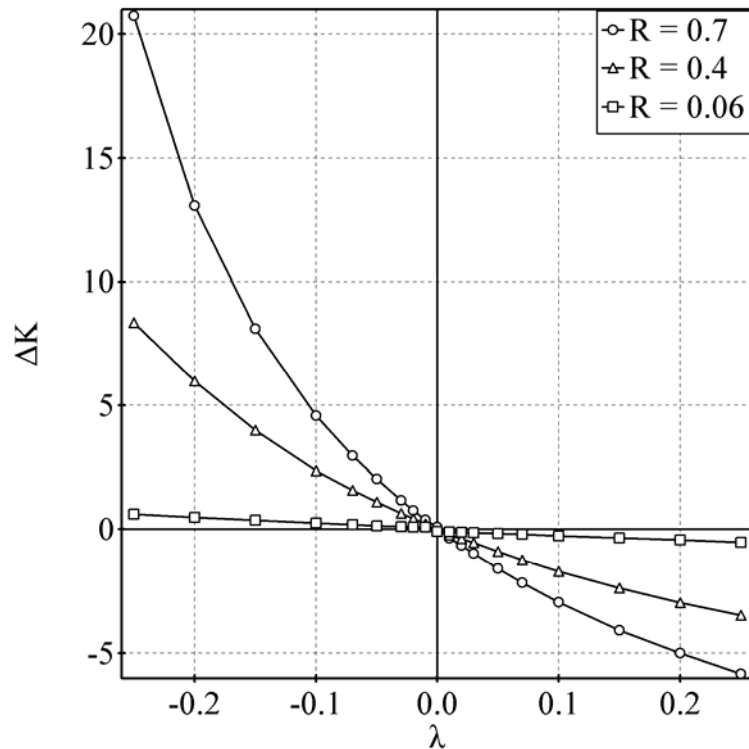


Рис 1. Максимальная ошибка определения $K(\lambda, R)$.

На рис. 1 представлены результаты решения обратных задач в части точности получения максимального аэродинамического качества полетной конфигурации самолета в W в зависимости от режима работы двигателей и систематической мультипликативной ошибки, вводимой формулой

$$P_i^{mist} = P_i^{real} (1 + \lambda). \quad (1)$$

Здесь $-0.25 \leq \lambda \leq 0.25$ - используемый диапазон изменения ошибок в тяге гипотетического двигателя; P_i^{real} - тяга, полученная расчетом на основе ВСХ и используемая при решении прямых задач, т. е. принимаемая в вычислительном эксперименте в качестве истинной тяги; P_i^{mist} - ошибочная тяга двигателей в заданных условиях, используемая при решении обратных задач.

Из результатов рис. 1 следует, что с уменьшением режима работы двигателей уменьшаются ошибки определения характеристики K , связанные с неточным значением суммарной тяги двух двигателей гипотетического самолета. Используя в реальных испытаниях минимально допустимый режим работы двигателей в полетной конфигурации, можно получить коэффициенты $C_y(\alpha, M)$ и

$C_x(C_y(\alpha, M), M)$ в W с той предельной точностью, которую обеспечивают рассматриваемые алгоритмы, выбранный план испытаний [2] и значение λ .

В исследованиях для двигателей был принят минимальный допустимый режим работы, равный 0.06 от номинала. Эти 6% номинала и систематическая ошибка дают точность восстановления C_x в W для плана с 20 точками, представленную на рис. 2 в зависимости от λ . Коэффициент подъемной силы C_y очень слабо реагирует на наличие неточностей в тяге и его ошибки не приводятся.

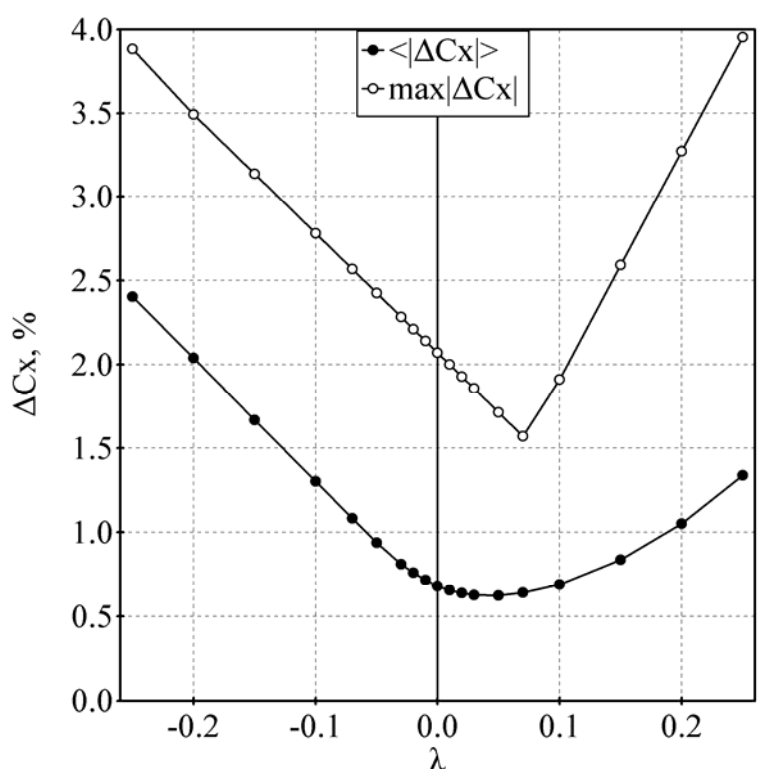


Рис 2. Ошибки коэффициента сопротивления при $R = 0.06$.

Полученные для $R=0.06$ зависимости $C_y(\alpha, M)$ и $C_x(C_y(\alpha, M), M)$ в W совместно с измеренными значениями переменных $(T, F, G, M, \alpha, \theta)$ позволяют косвенно оценить тягу на любых режимах работы двигателей, допустимых для исследуемой конфигурации самолета. Соответствующие ошибки определения тяги удобно представлять в виде функции λ , показывающей степень влияния возможных неточностей в тяге минимального режима на точность определения тяги на других режимах, что и показано на рис. 3. Эти ошибки получены на системе контрольных точек в W для режимов $0.06 \leq R \leq 1.00$. Наибольшие ошибки приходятся на максимальный режим. Наличие на рис. 2 - 3 смещений по оси λ минимумов на кривых - следствие используемых вычислительных алгоритмов, а также указанной в [1-2] неточности восстановления коэффициентов.

В идеальном вычислительном эксперименте ошибки определения тяги при любых R и внешних условиях зависят от точности тяги минимального режима, ошибок вычислительных алгоритмов и числа точек плана. Если использовать

план с большим числом точек, увеличивается точность восстановления C_y и C_x , а тем самым и точность оценки тяги на всех режимах R . Например, для плана с 50 точками, точность определения C_x увеличивается почти в два раза [2] и, следовательно, увеличивается точность определения суммарной тяги двигателей ($\max|\Delta P| = 1075.2 \text{ Н}$, $\langle|\Delta P|\rangle = 354.1 \text{ Н}$)

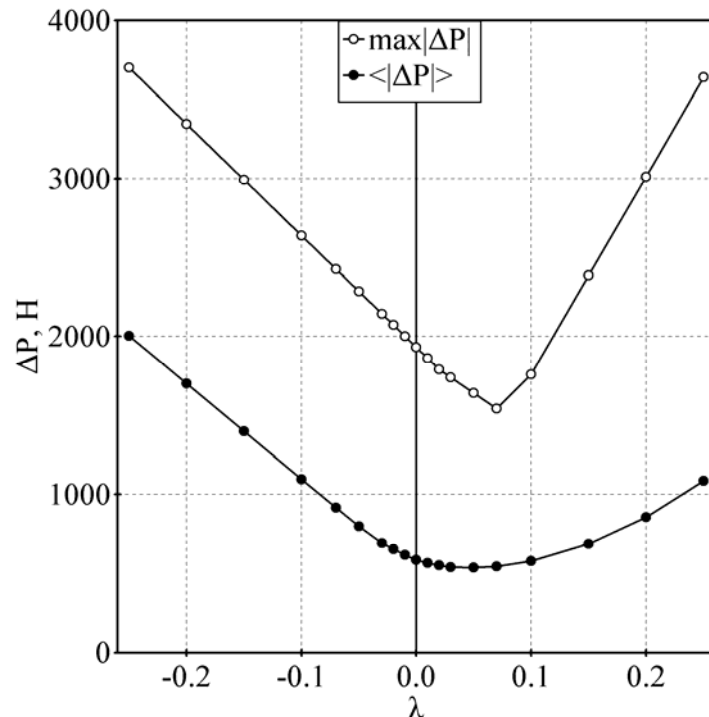


Рис 3. Ошибки определения суммарной тяги двигателей ($0.06 \leq R \leq 1.0$).

4.2. Поиск мультипликативной поправки

Делается предположение, что соотношение (1) справедливо для любого фиксированного режима R при регулировке нового двигателя на соответствие паспортным тягам. В этом случае существует возможность использования ВСХ для получения тяги нулевого приближения, которая затем уточняется. После уточнения тяга комбинируется с остальными значениями переменных, измеренными в опытах, что дает полный набор данных, необходимых для решения обратной задачи.

При одном и том же режиме работы двигателей во всех точках плана измеряемые в испытаниях значения переменных $(T, F, G, M, \alpha, \theta)$ будут “согласованы” относительно уравнений движения. Два последних числа α и θ “отражают” своими значениями не только уже представленные первой четверкой чисел условия испытаний в точке, но и суммарную тягу двигателей, и аэродинамические коэффициенты в ней. Поэтому тяга, рассчитанная на основе ВСХ и не совпадающая с реальной тягой, после подключения к соответствующему набору значений переменных идеального эксперимента будет “диссонировать” по отношению к экспериментально измеренным значениям других переменных, что приведет к возрастанию ошибок в решении обратных задач. Степень такого рассогласования в плановых точках будет зависеть от величины отклонения

расчетной тяги от реально имеющейся суммарной тяги двигателей, т. е. от абсолютной величины и знака λ в (1).

Коррекция тяги, рассчитанной для всех точек плана на основе ВСХ и для конкретного режима работы двигателей, осуществлялась следующим образом. В каждой плановой точке для фиксированного режима работы R с помощью ВСХ рассчитываются тяги, а затем выбором значения λ из диапазона $[-0.1; 0.1]$ эти тяги искажаются, моделируя ситуацию “неправильных” тяг. В функционалы Φ_y и Φ_x [2] подставляется тяга из соотношения (1), в котором P_i^{real} уже выступает как тяга с ошибкой в точках плана, которую необходимо скорректировать, определив соответствующую поправку $\tilde{\lambda}$, зависящую от первоначально используемого значения λ . При этом, параметры $\{A_i\}_{i=1}^{N_y}$ и $\{B_i\}_{i=1}^{N_x}$, входящие в функции для разложения аэродинамических коэффициентов, определяются заранее на основе проектных данных самолета и они в процедуре минимизации не изменяются. Последний прием исследовался отдельно и имеет свое обоснование.

Со стартового значения $\tilde{\lambda} = 0$ начинается процесс градиентного спуска к минимуму функционала Φ_x без уточнения решения финитными функциями. В этом процессе функционал Φ_y , в силу его практической нечувствительности к малым изменениям $\tilde{\lambda}$, используется лишь для обновления значений C_y . На каждом шаге такого спуска находятся коэффициенты разложения C_x по базису, а затем оцениваются ошибка восстановления коэффициента сопротивления и ошибка суммарной тяги двигателей на системе плановых точек. В качестве критерия завершения процесса спуска используется минимум произведения максимальной ошибки по модулю на среднюю ошибку по модулю тяги в плановых точках. В конце спуска подключаются финитные функции, и в контрольных точках оценивается

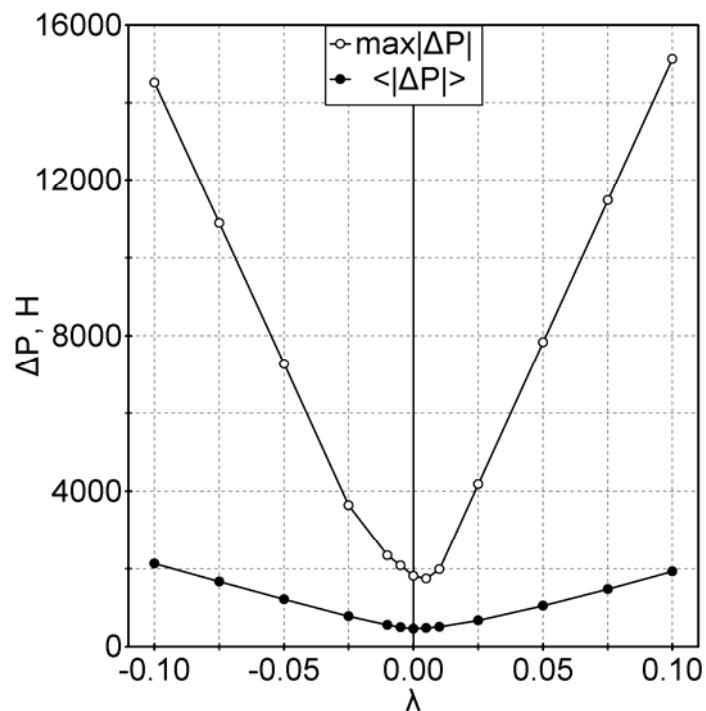


Рис. 4. Ошибки суммарной тяги при $R = 1.0$.

окончательная точность восстановления аэродинамических коэффициентов, качества K и поправленной суммарной тяги при фиксированном режиме R .

В качестве примера апробации приведенного алгоритма на рис. 4 представлены первоначальные ошибки определения полной тяги двигателей гипотетического самолета при исходных, искаженных, тягах в плановых точках для $R=1.0$. После минимизации Φ_x по указанной выше схеме в Таблице 1 представлены ошибки скорректированных суммарных тяг совместно с ошибками восстановления характеристики K для значений λ . Из этой таблицы следует, что даже в случае идеального вычислительного эксперимента одновременный поиск двух аэродинамических коэффициентов и мультипликативной поправки, корректирующей тягу, увеличивает ошибки определения главной контролируемой характеристики K более чем в два раза.

Таблица 1

λ X-ка	-0.1	-0.075	-0.05	-0.025	0	0.025	0.05	0.075	0.1
$\max \Delta P $, Н	1748.1	1746.2	1745.2	1742.3	1814.9	1749.1	1741.3	1748.1	1741.3
$\langle \Delta P \rangle$, Н	467.9	468.9	468.9	469.9	464.0	467.9	469.9	468.9	469.9
$\max \Delta K $	0.25	0.25	0.25	0.26	0.09	0.24	0.26	0.25	0.26
$\langle\Delta K\rangle$	0.11	0.12	0.12	0.12	0.05	0.11	0.12	0.11	0.12

Из двух теоретически возможных вариантов косвенного определения суммарной тяги двигателей первый вариант является экономически более предпочтительным. Он требует выполнения только одного плана, с заранее выбранным количеством точек испытаний. Трудность такого подхода – использование минимального режима работы двигателей в процессе испытаний.

Второй вариант требует выполнения планов, количество которых равно числу исследуемых режимов работы двигателя, так как поправка $\tilde{\lambda}$, в общем случае, будет зависеть от режима R . При этом необходимо использовать существенно большее число точек в каждом плане из-за более низкой точности определения K .

Список литературы

1. Нарожный А. Н., Высокогляд Г. Г., Шелудько А. И., Стефанишин Н. И. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 1. //Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Харьков: НАКУ "ХАИ", 2005. – Вып. 29. – С. 16-26.
2. Нарожный А. Н. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 2. //Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Харьков: НАКУ "ХАИ", 2006. – Вып. 30. – С. 62-72.
3. Нарожный А. Н. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 3. //Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Харьков: НАКУ "ХАИ", 2006. – Вып. 31. – С. 10-19.

Автоматизоване управління літаками в групі у просторі станів різницевих параметрів

Харківський університет Повітряних Сил ім. І.Кожедуба

Постановка проблеми

Винищувачі, виконуючи різні тактичні завдання в повітрі, діють звичайно у складі груп різної конфігурації та чисельності. При цьому підвищується ефективність вирішення саме завдань наведення та ефективність протидії атакам винищувачів супротивника. Послідовні атаки груп винищувачів супротивника одиночними літаками у сучасних умовах, коли істотно зросли можливості винищувачів по зміні свого кутового і просторового положення, розширилося поле значень і законів зміни швидкостей та прискорень переміщення, призведуть до поразки. Тому для успішного перехоплення групових цілей необхідно забезпечити наведення на них декількох винищувачів (груп). До того ж, окрім простої переваги сил у визначеному районі бою у вирішальний момент, в останній час підвищився інтерес до багатопозиційних авіаційних систем, які дозволяють використовувати додаткову інформацію, що зосереджена у просторовій структурі електромагнітного поля [1, 2]. Такі системи надають можливість отримати низку переваг:

- значно підвищити повноту інформації про тактичну обстановку за рахунок різних секторів простору й інформаційного обміну;
- впливати на супротивника із різних напрямків більший час, більш інтенсивно;
- створити сприятливі умови для взаємного прикриття;
- забезпечити скритність і раптовість дій частини сил.

При веденні групових дій забезпечення скритності при підході в зону застосування зброї можливо при опроміненні цілі одним з винищувачів групи. У сучасних умовах ведення повітряного бою, застосування групових дій єскладовою успішної боротьби з великою кількістю надманеврених цілей [3]. Різноманіття способів ведення групових дій обумовлені можливістю використання безлічі видів маневрів і тактичних прийомів у процесі рішення однієї задачі.

Основним недоліком польоту у групі є труднощі пілотування літаків, а також зменшення швидкості польоту всієї групи у порівнянні зі швидкістю одиночного літака [4]. У зв'язку з більшою складністю групового польоту, порівняно до одиночного, цілком природно підвищення вимоги до зручності пілотування і керування. При ручному пілотуванні і відсутності засобів міжлітакової навігації (МЛН), які забезпечують льотчика інформацією про відхилення літака від визначеного місця в строю, льотчик орієнтується лише окомірним чином [5, 6]. Навіть якщо такі засоби існують на борту винищувача (радіотехнічний спосіб), визначення та витримування в польоті заданих параметрів бойового порядку також залежить від людського фактору, адже вони тільки спроможні надавати інформацію про відстані між літаками в групі та напрямок лінії візування на інший літак [6].

Отже, здійснення контролю свого місця в бойовому порядку за допомогою наземних радіотехнічних засобів або взаємною інформацією про час прольоту контрольних рубежів є не ефективним в умовах, коли необхідно високоточний і стійкий супровід цілей, що інтенсивно маневрують.

Тому повстає питання про вирішення завдань групування автоматизованим способом, який дозволить вирішити задачу стійкого та безперервного управління літаками в строю з великою точністю.

Ціль статті

Розробці систем автоматичного управління польотами в строю практично не приділяється уваги [7]. Теоретичні питання конструювання таких систем розглядаються в ряді робіт [4, 8]. При автоматичному управлінні груповими польотами в якості датчиків відхилення параметрів строю від потрібних значень може бути використана апаратура МЛН. При цьому сигнали системи контролю місця в строю можуть вводитися в автопілот та автомат тяги через відповідні блоки зв'язку.

Тому у роботі пропонуються алгоритми групування винищувачів у потрібну структуру для систем автоматичного управління (САУ) з використанням інформації, що надходить від засобів МЛН. Ці алгоритми дозволять автоматизовано вирішувати задачі управління бойовими порядками, переходити від однієї форми (виду) до іншої в залежності від умов і етапу польоту.

На етапі виконання атаки після виходу останнього винищувача на задане місце в групі, передбачається автоматизація наступних операцій по управлінню групою винищувачів:

- визначення фактичного взаємного положення винищувачів відносно одного з літаків за допомогою бортових засобів;
- коректування параметрів бойового порядку групи відповідно до інформації про склад і стрій групової цілі на даний момент, переданої на борт від пошукової групи винищувачів або з наземного (літаючого) КП;
- контроль витримування літаками заданого строю.

При атаці на зустрічних курсах час на виконання маневру малий. Тому ступінь автоматизації зазначених операцій повинна бути досить високою.

Для побудови алгоритмів наведення групи винищувачів передбачається застосування багатоконтурності управління. Ця система самонаведення винищувачів включає три основних контури управління:

- зовнішній контур – управління польотом всієї групи в заданому напрямку (напрямок задається за рахунок одного із винищувачів в групі);
- внутрішній контур – управління винищувачами в групі, підтримання однакових відстаней та напрямку лінії візування між літаками, зміна їх положення (контур групування);
- контур стабілізації (контур управління безпосередньо літаком).

Багатоконтурна система управління дозволить:

- враховувати при управлінні винищувачами додаткові параметри руху цілей;
- управляти винищувачами в групі;
- організувати протидію засобам РЕБ противника;
- уникнути використання наземних пунктів наведення.

В якості джерела РЛІ можливо застосувати РЕО винищувачів.

Для реалізації алгоритмів самонаведення групи винищувачів передбачається застосування бортових спецобчислювачів.

Основний матеріал

В даній роботі увагу приділено контуру групування, який дозволить виконати політ винищувачів у визначеній структурі. Розробці алгоритмів для інших контурів управління будуть присвячені наступні роботи автора.

Математична модель контуру групування винищувачів

Питання групування літаків розглядаються в одній площині. Визначення взаємного положення літаків відбувається різницево-дальномірним способом та за рахунок визначення кутового положення літаків відносно напрямку на північ. Для розробки алгоритмів передбачається чітке визначення необхідних параметрів строю. Управління групою відбувається навколо одного літака, траєкторія руху якого визначається безпосередньо методом наведення всієї групи на ціль.

Для одержання рівнянь у просторі станів дискретної системи групування літальних апаратів (ЛА) при використанні різниці квадратів відстаней, звернемося до рис. 1.

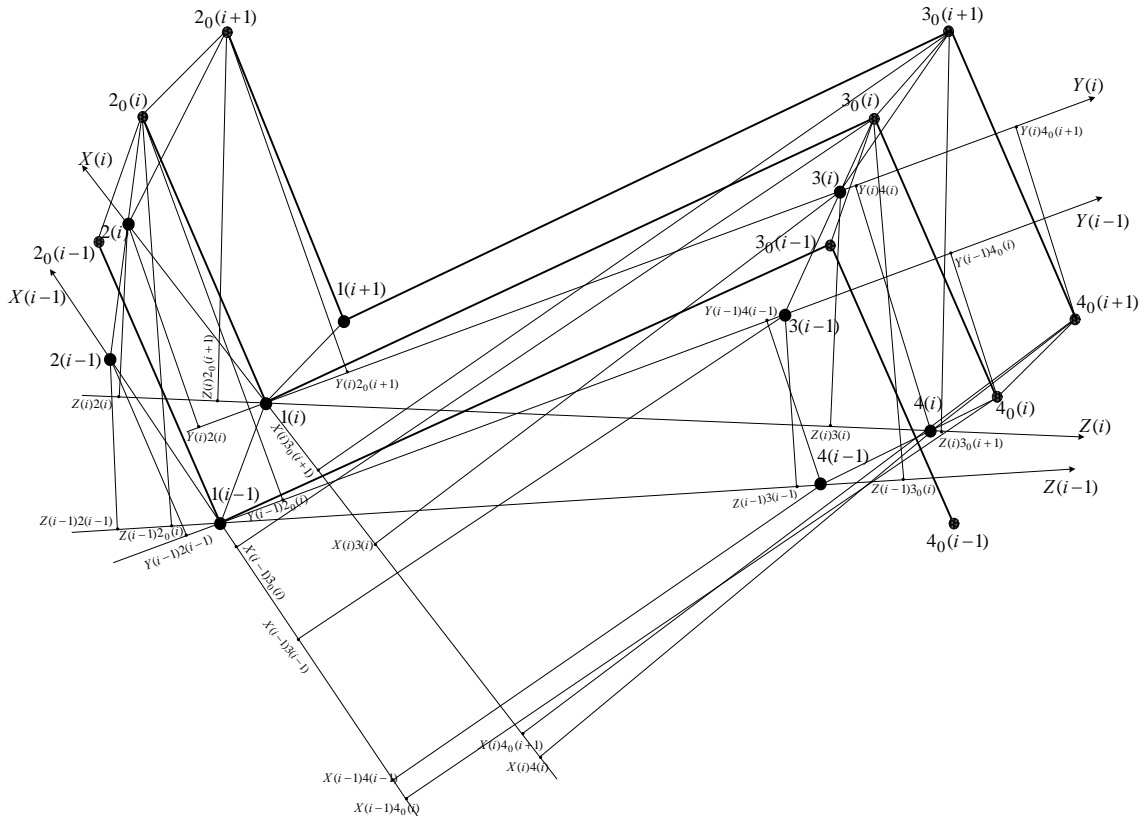


Рис. 1 Динаміка управління ЛА в групі по курсу у просторі різницевих параметрів

На рис. 1 зображені:

- $X(i), Y(i), Z(i)$ - швидкісна система координат системи управління в i -ий момент часу;
- $1(i), 2(i), 3(i), 4(i)$ - поточне розташування літаків в i -ий момент часу;
- $2_0(i), 3_0(i), 4_0(i)$ - необхідне розташування літаків в i -ий момент часу;
- $Y(i-1)2(i-1), Y(i-1)2_0(i), Y(i-1)4(i-1), Y(i-1)4_0(i)$ - крапки, утворені проєкціями поточного і необхідного положення другого та четвертого винищувачів на вісь $Y(i-1)$;
- $Z(i-1)2(i-1), Z(i-1)2_0(i), Z(i-1)3(i-1), Z(i-1)3_0(i)$ - крапки, утворені проєкціями поточного і необхідного положення другого та третього винищувачів на вісь $Z(i-1)$;

- _ $X(i-1)3(i-1), X(i-1)3_0(i), X(i-1)4(i-1), X(i-1)4_0(i)$ - крапки, утворені проєкціями поточного і необхідного положення третього та четвертого винищувачів на вісь $X(i-1)$;
- _ $Y(i)2(i), Y(i)2_0(i+1), Y(i)4(i), Y(i)4_0(i+1)$ - крапки, утворені проєкціями поточного і необхідного положення другого та четвертого винищувачів на вісь $Y(i)$;
- _ $Z(i)2(i), Z(i)2_0(i+1), Z(i)3(i), Z(i)3_0(i+1)$ - крапки, утворені проєкціями поточного і необхідного положення другого та третього винищувачів на вісь $Z(i)$;
- _ $X(i)3(i), X(i)3_0(i+1), X(i)4(i), X(i)4_0(i+1)$ - крапки, утворені проєкціями поточного і необхідного положення третього та четвертого винищувачів на вісь $X(i)$.

Для запису різницевих рівнянь та визначення рівнянь у просторі станів контуру управління винищувачами в групі на площині розробляються алгоритми для другого, третього та четвертого літаків (рис.1). Траєкторія руху першого, як відзначалося, буде залежати від методу наведення на ціль. Для з'ясування принципу роботи всієї системи досить розглянути траєкторію руху другого винищувача, рівняння для інших винищувачів в групі нічим не відрізняються.

Для рішення поставленої задачі вважаємо, що базові відстані $R_{1(i-1)2_0(i-1)}, R_{1(i-1)2_0(i)}$ (між першим та другим літаками), $R_{1(i-1)3_0(i-1)}, R_{1(i)3_0(i)}$ (між першим та третім літаками), $R_{3_0(i-1)4_0(i-1)}, R_{3_0(i)4_0(i)}$ (між третім та четвертим літаками) є відомими і постійними величини. Виміри, що проводяться засобами МЛН, забезпечують одержання поточних значень відстаней між літаками $R_{1(i-1)2(i-1)}, R_{1(i)2(i)}, R_{1(i-1)3(i-1)}, R_{1(i)3(i)}, R_{1(i-1)4(i-1)}, R_{1(i)4(i)}, R_{2(i-1)3(i-1)}, R_{2(i)3(i)}, R_{2(i-1)4(i-1)}, R_{2(i)4(i)}, R_{3(i-1)4(i-1)}, R_{3(i)4(i)}$.

Проектуючи поточне і необхідне (в наступний момент часу) положення другого винищувача на вісь $Z(i-1)$ отримуємо співвідношення:

$$\left\{ \begin{aligned} h_{Z(i-1)2_0(i)}^2 &= R_{1(i-1)2_0(i)}^2 - R_{1(i-1)Z(i-1)2_0(i)}^2 \\ h_{Z(i-1)2_0(i)}^2 &= R_{2_0(i)4(i-1)}^2 - (R_{1(i-1)4(i-1)} + R_{1(i-1)Z(i-1)2_0(i)})^2 \end{aligned} \right. , \quad (1)$$

$$\left\{ \begin{aligned} h_{Z(i-1)2(i-1)}^2 &= R_{2(i-1)4(i-1)}^2 - (R_{1(i-1)4(i-1)} + R_{1(i-1)Z(i-1)2_0(i)})^2 \\ h_{Z(i-1)2(i-1)}^2 &= R_{1(i-1)2(i-1)}^2 - R_{1(i-1)Z(i-1)2(i-1)}^2 \end{aligned} \right. , \quad (2)$$

де $h_{Z(i-1)2_0(i)}^2, h_{Z(i-1)2(i-1)}^2$ - відповідно квадрати проєкцій необхідного і поточного положення ЛА на вісь $Z(i-1)$, а $R_{1(i-1)Z(i-1)2_0(i)}, R_{1(i-1)Z(i-1)2_0(i)}$ - відстані між першим ЛА та крапками проєкцій.

З урахуванням отриманих значень квадратів проєкцій (1), (2) та з огляду на рисунок 1 отримуємо різницю між значеннями поточного і необхідного положення ЛА на вісь $Z(i-1)$ (на скільки потрібно зміститися ЛА по відношенню до зазначеної осі):

$$\Delta Z_{(i-1)} = \frac{R_{2(i-1)4(i-1)}^2 - R_{1(i-1)2(i-1)}^2 + R_{1(i-1)2_0(i)}^2 - R_{2_0(i)4(i-1)}^2}{2 \cdot R_{1(i-1)4(i-1)}} \quad (3)$$

Відповідно для наступного моменту часу необхідна різниця має вигляд:

$$\Delta Z_{(i)} = \frac{R_{2(i)4(i)}^2 - R_{1(i)2(i)}^2 + R_{1(i)2_0(i+1)}^2 - R_{2_0(i+1)4(i)}^2}{2 \cdot R_{1(i)4(i)}} \quad (4)$$

При проектуванні поточного і необхідного положення другого ЛА на вісь $Y(i-1)$ та для наступного моменту часу $Y(i)$ отримуємо наступні різниці параметри:

$$\Delta Y_{(i-1)} = \frac{R_{1(i-1)2_0(i)}^2 - R_{2_0(i)3(i-1)}^2 + R_{2(i-1)3(i-1)}^2 - R_{1(i-1)2(i-1)}^2}{2 \cdot R_{1(i-1)3(i-1)}} \quad (5)$$

$$\Delta Y_{(i)} = \frac{R_{1(i)2_0(i+1)}^2 - R_{2_0(i+1)3(i)}^2 + R_{2(i)3(i)}^2 - R_{1(i)2(i)}^2}{2 \cdot R_{1(i)3(i)}} \quad (6)$$

У виразах (3) - (6) не всі значення відстаней, необхідних для вирішення задачі управління за рахунок різницевої параметрів, відомі. Для визначення $R_{1(i-1)2_0(i)}^2$; $R_{2_0(i)4(i-1)}^2$; $R_{2_0(i)3(i-1)}^2$; $R_{1(i)2_0(i+1)}^2$; $R_{2_0(i+1)4(i)}^2$; $R_{2_0(i+1)3(i)}^2$, звернемося до рисунку 2.

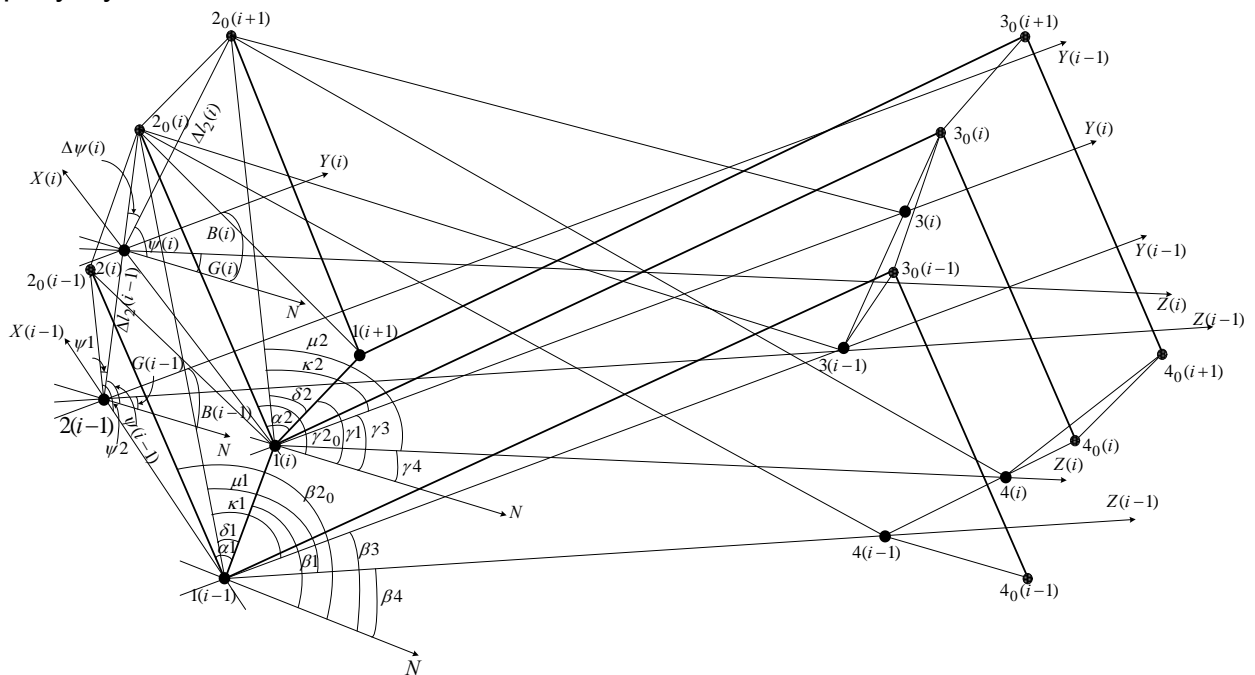


Рис. 2 Структура визначення необхідних відстаней в системі управління винищувачами за допомогою додаткових параметрів руху

На рисунку 2 позначені кути між лініями візування та напрямком на північ (N), які визначаються засобами вимірювання системи МЛН:

- β_3, β_4 - кути між напрямком на північ та лінією візування від першого ЛА на третій та четвертий відповідно в $(i-1)$ -й момент часу;
- γ_3, γ_4 - кути між напрямком на північ та лінією візування від першого ЛА на третій та четвертий в i -й момент часу.

Кути $\beta_{2_0}, \gamma_{2_0}$ між напрямком на північ та направленням від першого до потрібного положення другого ЛА в $(i-1)$ -й та i -й момент часу відповідно визначаються подальшими розрахунками. Кути β_1, γ_1 визначаються траєкторією польоту першого літака (методом наведення) є відомими в кожний момент часу. Кути α_1, α_2 є змінними величинами та визначаються із геометричної побудови взаємного положення літаків в групі (заданої структури групи), тобто: $\alpha_1 = \beta_{2_0} - \beta_1$, $\alpha_2 = \gamma_{2_0} - \gamma_1$.

Для отримання величин $R_{1(i-1)2_0(i)}^2$ і $R_{1(i)2_0(i+1)}^2$, визначимо відстані $R_{2_0(i-1)1(i)}^2$ та $R_{2_0(i)1(i+1)}^2$:

$$R_{2_0(i-1)1(i)}^2 = R_{1(i-1)2_0(i-1)}^2 + R_{1(i-1)1(i)}^2 - 2 \cdot R_{1(i-1)2_0(i-1)} \cdot R_{1(i-1)1(i)} \cdot \cos(\alpha_1); \quad (7)$$

$$R_{2_0(i)1(i+1)}^2 = R_{1(i)2_0(i)}^2 + R_{1(i)1(i+1)}^2 - 2 \cdot R_{1(i)2_0(i)} \cdot R_{1(i)1(i+1)} \cdot \cos(\alpha_2). \quad (8)$$

Використовуючи властивість паралелограма отримаємо необхідні відстані $R_{1(i-1)2_0(i)}^2$ і $R_{1(i)2_0(i+1)}^2$:

$$R_{1(i-1)2_0(i)}^2 = 2 \cdot R_{1(i-1)2_0(i-1)}^2 + 2 \cdot R_{1(i-1)1(i)}^2 - R_{2_0(i-1)1(i)}^2, \quad (9)$$

$$R_{1(i)2_0(i+1)}^2 = 2 \cdot R_{1(i)2_0(i)}^2 + 2 \cdot R_{1(i)1(i+1)}^2 - R_{2_0(i)1(i+1)}^2. \quad (10)$$

Для визначення $R_{2_0(i)3(i-1)}^2$, $R_{2_0(i+1)3(i)}^2$, потрібно знати кути κ_1 та κ_2 ($\kappa_1 = \delta_1 + \beta_1 - \beta_3$; $\kappa_2 = \delta_2 + \gamma_1 - \lambda_3$), тут δ_1 і δ_2 отримуємо:

$$\cos(\delta_1) = \frac{R_{1(i-1)2_0(i)}^2 + R_{1(i-1)1(i)}^2 - R_{1(i)2_0(i)}^2}{2 \cdot R_{1(i-1)2_0(i)} \cdot R_{1(i-1)1(i)}}; \quad (11)$$

$$\cos(\delta_2) = \frac{R_{1(i)2_0(i+1)}^2 + R_{1(i)1(i+1)}^2 - R_{1(i+1)2_0(i+1)}^2}{2 \cdot R_{1(i)2_0(i+1)} \cdot R_{1(i)1(i+1)}}. \quad (12)$$

На підставі виразів (11), (12) отримаємо $R_{2_0(i)3(i-1)}^2$, $R_{2_0(i+1)3(i)}^2$:

$$R_{2_0(i)3(i-1)}^2 = R_{1(i-1)2_0(i)}^2 + R_{1(i-1)3(i-1)}^2 - 2 \cdot R_{1(i-1)2_0(i)} \cdot R_{1(i-1)3(i-1)} \cdot \cos(\kappa_1) \quad (13)$$

$$R_{2_0(i+1)3(i)}^2 = R_{1(i)2_0(i+1)}^2 + R_{1(i)3(i)}^2 - 2 \cdot R_{1(i)2_0(i+1)} \cdot R_{1(i)3(i)} \cdot \cos(\kappa_2) \quad (14)$$

Для визначення $R_{2_0(i)4(i-1)}^2$ та $R_{2_0(i+1)4(i)}^2$, де μ_1 і μ_2 дорівнюють:

$\mu_1 = \delta_1 + \beta_1 - \beta_4$; $\mu_2 = \delta_1 + \gamma_1 - \gamma_4$, скористаємось виразами:

$$R_{2_0(i)4(i-1)}^2 = R_{1(i-1)2_0(i)}^2 + R_{1(i-1)4(i-1)}^2 - 2 \cdot R_{1(i-1)2_0(i)} \cdot R_{1(i-1)4(i-1)} \cdot \cos(\mu_1), \quad (15)$$

$$R_{2_0(i+1)4(i)}^2 = R_{1(i)2_0(i+1)}^2 + R_{1(i)4(i)}^2 - 2 \cdot R_{1(i)2_0(i+1)} \cdot R_{1(i)4(i)} \cdot \cos(\mu_2) \quad (16)$$

Рівняння (7)- (16) дозволяють повністю вирішити вирази (3) – (4) та визначити структуру системи управління з використанням різницевих параметрів руху ЛА.

Побудова системи групування винищувачів у просторі станів із визначенням перехідних матриць управління

Перехідні характеристики системи зі стану $(i-1)$ в стан (i) можна записати на підставі рис. 2:

$$\Delta Z_{(i)} = \Delta l_2(i) \cdot \cos[\psi(i) - G(i)]; \Delta Z_{(i-1)} = \Delta l_2(i-1) \cdot \cos[\psi(i-1) - G(i-1)] \quad (17)$$

$$\Delta Y_{(i)} = \Delta l_2(i) \cdot \cos[\psi(i) - B(i)]; \Delta Y_{(i-1)} = \Delta l_2(i-1) \cdot \cos[\psi(i-1) - B(i-1)], \quad (18)$$

де $\Delta l_2(i)$ і $\Delta l_2(i-1)$ - відстані, які необхідно пролетіти другому ЛА для зайняття потрібного положення в строю в різні моменти часу, $G(i)$ та $G(i-1)$ - кути між напрямком на північ та віссю Z , $B(i)$ і $B(i-1)$ - кути між напрямком на північ та віссю Y , $\psi(i)$ і $\psi(i-1)$ - необхідний кут курсу ЛА по відношенню до напрямку на північ.

Вирішуючи спільно (17) і (18), знаходимо перехідні характеристики:

$$\frac{\Delta Z_{(i)}}{\Delta Z_{(i-1)}} \cdot \frac{\Delta Y_{(i-1)}}{\Delta Y_{(i)}} = \frac{\cos[\psi(i) - G(i)]}{\cos[\psi(i-1) - G(i-1)]} \cdot \frac{\cos[\psi(i-1) - B(i-1)]}{\cos[\psi(i) - B(i)]}. \quad (19)$$

В результаті заміни наступних значень:

$$\psi(i) = \psi(i-1) + \Delta\psi(i), \quad G(i) = G(i-1) + \Delta G(i), \quad B(i) = B(i-1) + \Delta B(i),$$

де $\Delta\psi(i)$ - різниця між значеннями курсу ЛА в теперішній та наступний момент часу, $\Delta G(i)$ - різниця між напрямком осі Z в теперішній та наступний момент часу, $\Delta B(i)$ - різниця між напрямком осі Y в теперішній та наступний момент часу, отримаємо:

$$\frac{\Delta Z_{(i)}}{\Delta Y_{(i)}} \cdot \frac{\Delta Y_{(i-1)}}{\Delta Z_{(i-1)}} = \frac{\cos[\psi(i-1) + \Delta\psi(i) - G(i-1) - \Delta G(i)]}{\cos[\psi(i-1) + \Delta\psi(i) - B(i-1) - \Delta B(i)]} \cdot \frac{\cos[\psi(i-1) - B(i-1)]}{\cos[\psi(i-1) - G(i-1)]} \quad (20)$$

Для рішення рівнянь у просторі станів уведемо поняття необхідного n_H чи апріорного значення відносини збільшень $\Delta Z_{(i)}$ та $\Delta Y_{(i)}$ для інтервалу часу $\Delta t(i)$:

$$n_H(i) = \frac{\Delta Z_{(i)}}{\Delta Y_{(i)}}. \quad (21)$$

Відносини збільшень $\Delta Z_{(i-1)}$ та $\Delta Y_{(i-1)}$, утворюють поточне значення відносин для інтервалу часу $\Delta t(i)$:

$$n(i) = \frac{\Delta Z_{(i-1)}}{\Delta Y_{(i-1)}}. \quad (22)$$

Виходячи з отриманих перехідних характеристик (20), з огляду на (21), (22), а також провівши лінеаризацію, та, вважаючи збільшення $\Delta\psi(i)$ (по курсовому куту), $\Delta G(i)$ і $\Delta B(i)$ досить малими величинами, щоб здійснити заміну:

$$\begin{aligned} \cos \Delta\psi(i) &\approx 1 & \cos \Delta G(i) &\approx 1 & \cos \Delta B(i) &\approx 1 \\ \sin \Delta\psi(i) &\approx \Delta\psi(i) & \sin \Delta G(i) &\approx \Delta G(i) & \sin \Delta B(i) &\approx \Delta B(i) \end{aligned}$$

одержимо рівняння, що описує динаміку управління винищувачами в групі на площині у просторі станів різницевих параметрів [9]:

$$\frac{\Delta Z_{(i)}}{\Delta Y_{(i)}} - \frac{\Delta Z_{(i-1)}}{\Delta Y_{(i-1)}} = \Delta\psi(i) * \left\{ n(i) \cdot \operatorname{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)] - \frac{n(i) \cdot \operatorname{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)] \cdot \Delta G(i)}{\Delta\psi(i)} - \right. \\ \left. - n_H(i) \cdot \operatorname{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)] - \frac{n_H(i) \cdot \operatorname{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)] \cdot \Delta B(i)}{\Delta\psi(i)} - n_H(i) \cdot \Delta B(i) + n(i) \cdot \Delta G(i) \right\} \quad (23)$$

Величини $n_H(i)$, $n(i)$, $\text{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)]$, $\text{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)]$ на інтервалі часу $\{\Delta t(i): i = 1, 2, \dots, N\}$ є постійними. Зміна цих величин настає в момент часу i .

Використовуючи (23) різницеві параметри руху другого ЛА можна записати системою двох рівнянь:

$$\Delta Z(i) = \frac{\Delta Y(i)}{\Delta Y(i-1)} \cdot \Delta Z(i-1) + \Delta \psi(i) \cdot \Delta Y(i) * \left\{ n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)] - \frac{n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)] \cdot \Delta G(i)}{\Delta \psi(i)} - \right. \\ \left. - n_H(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)] - \frac{n_H(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)] \cdot \Delta B(i)}{\Delta \psi(i)} - n_H(i) \cdot \Delta B(i) + n(i) \cdot \Delta G(i) \right\} \quad (24)$$

$$\Delta Y(i) = \frac{\Delta Z(i)}{\Delta Z(i-1)} \cdot \Delta Y(i-1) - \Delta \psi(i) \cdot \Delta Z(i) * \left\{ n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)] - \frac{n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)] \cdot \Delta G(i)}{\Delta \psi(i)} - \right. \\ \left. - n_H(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)] - \frac{n_H(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)] \cdot \Delta B(i)}{\Delta \psi(i)} - n_H(i) \cdot \Delta B(i) + n(i) \cdot \Delta G(i) \right\} \quad (25)$$

Записуючи рівняння системи у матричному виді, відповідно до [9], одержимо різницеве рівняння другого порядку:

$$\Delta(i) = \Phi(i, i-1)\Delta(i-1) + Y(i, i-1)U(i-1) \quad (26)$$

$$\text{де } \Delta(i) = \begin{Bmatrix} \Delta Z(i) \\ \Delta Y(i) \end{Bmatrix} - \text{вектор станів системи для моменту часу } (i), n = 2; \quad (27)$$

$$\Delta(i-1) = \begin{Bmatrix} \Delta Z(i-1) \\ \Delta Y(i-1) \end{Bmatrix} - \text{вектор станів системи для моменту часу } (i-1), n = 2; \quad (28)$$

$$U(i-1) = \begin{Bmatrix} U_{Z(i-1)} \\ U_{Y(i-1)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \Delta \psi(i) \\ -\Delta \psi(i) \end{Bmatrix} - \text{вектор управляючих впливів в момент часу } (i-1), r = 2; \quad (29)$$

$$\Phi(i, i-1) = \begin{Bmatrix} \Phi_{z(i, i-1)} & 0 \\ 0 & \Phi_{Y(i, i-1)} \end{Bmatrix} - \text{перехідна матриця станів } (i-1) \rightarrow (i); \quad (30)$$

$$Y(i, i-1) = \begin{Bmatrix} Y_{z(i, i-1)} & 0 \\ 0 & Y_{Y(i, i-1)} \end{Bmatrix} - \text{перехідна матриця управлінь, } (i-1) \rightarrow (i); \quad (31)$$

Розмір перехідних матриць станів системи й управлінь дорівнює 2×2 , що відповідає другому порядку рівняння системи [9].

Згідно з (24), (25) визначимо елементи перехідних матриць станів системи. Для (30) одержимо:

$$\Phi_{z(i, i-1)} = \frac{\Delta Y(i)}{\Delta Y(i-1)}, \quad (32)$$

$$\Phi_{Y(i, i-1)} = \frac{\Delta Z(i)}{\Delta Z(i-1)}. \quad (33)$$

Елементи перехідної матриці управлінь (31) також визначаються з рівнянь системи (24), (25):

$$Y_{Z(i, i-1)} = \Delta Y(i) * \left\{ n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)] - \frac{n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)] \cdot \Delta G(i)}{\Delta \psi(i)} - \right. \\ \left. - n_H(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)] - \frac{n_H(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)] \cdot \Delta B(i)}{\Delta \psi(i)} + n_H(i) \cdot \Delta B(i) + n(i) \cdot \Delta G(i) \right\}, \quad (34)$$

$$Y_{Y(i,i-1)} = \Delta Z(i) \times \left\{ n(i) \cdot \operatorname{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)] - \frac{n(i) \cdot \operatorname{tg}[\psi(i-1) - G(i-1)] \cdot \Delta G(i)}{\Delta \psi(i)} - \right. \\ \left. - n_H(i) \cdot \operatorname{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)] - \frac{n_H(i) \cdot \operatorname{tg}[\psi(i-1) - B(i-1)] \cdot \Delta B(i)}{\Delta \psi(i)} + n_H(i) \cdot \Delta B(i) + n(i) \cdot \Delta G(i) \right\} \quad (35)$$

Значення елементів матриць (32) і (33) визначаються рівняннями (3) – (6).

Елементи вектора управління (29) визначаються геометричними співвідношеннями рис.2.

Для моделі процесу виміру, при розгляді детермінованої системи управління [9], враховуючи, що вектор помилок вимірів $\xi(i)$ дорівнює нулю, одержимо рівняння:

$$Z(i) = H(i)\Delta(i) \quad (33)$$

де $H(i) = \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{vmatrix}$ - перехідна матриця вимірів.

Висновки

В роботі розглянуті питання автоматизації процесів управління в групі винищувачів. Представлена система групування винищувачів у просторі станів із визначенням перехідних матриць управління дозволить управляти всією групою винищувачів і здійснювати маневри високої складності. При цьому літаки дотримуються визначеної структури розташування з великою точністю. Точність управління залежить від аеродинамічних властивостей безпосередньо ЛА, інтервалу дискретизації Δt , точності вимірювання параметрів руху апаратурою МЛН та впливу різного роду завад.

Для побудови багатоконтурної системи самонаведення необхідно також, розробити моделі зовнішнього контуру управління всією групою на ціль та контуру стабілізації літака як об'єкта управління розподіленого у просторі. Цим питанням будуть присвячені наступні роботи автора.

Список літератури

1. Канащенков А.И. та ін. Облик перспективных бортовых радиолокационных систем. Возможности и ограничения. – М.: ИПРЖР, 2002, 176 с.
2. Горощенко Л.Б. Методы координированного наведения и атаки несколькими истребителями группы самолетов противника// Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2000. №6. – С. 32-36.
3. Висоцький О.В. та ін. Особливості управління винищувачів при наведенні на надманеврені повітряні цілі// Збірник наукових праць. – Харків: XI ВПС, 2004. вип. 2(11). - С.144-151.
4. Боднер В.А. Теорія автоматического управления полетом. – М., «Наука», 1964.
5. Жаренков Л.А. Межсамолетная навигация и наведение самолетов. – М., «Монино», 1987, 200 с.
6. Аппаратура А-317// Руководство по технической эксплуатации, 1988, 222 с.
7. Бородин В.Т. Управление полетом самолетов и вертолетов. – М., «Машиностроение», 1972, 242 с.
8. Вол В.П. Аналитическое конструирование оптимальной системы автоматического управления полетом вертолетов в строю. – «Автоматика и телемеханика», 1969. №5.
9. Медич Дж. Статистически оптимальные оценки и управление. - М.: „Энергия”, 1973, 440 с.

Забезпечення вибіркового доступу до контенту мережі Інтернет як засобу оцінки ситуації та прийняття рішень

Проблематика

Україна, як і весь розвинутий світ, намагається побудувати нове, постіндустріальне суспільство - суспільство інформаційне, яке характеризується підвищенням ролі інформації і знань, підвищенням частки інформаційних комунікацій, інформаційних продуктів і послуг у валовому внутрішньому продукті, створенням глобального суспільства, що забезпечує реалізацію прав і свобод людини, ефективну інформаційну взаємодію своїх суб'єктів, їхній доступ до національних та світових інформаційних ресурсів та задоволення соціальних, економічних та особистих потреб та інтересів в інформаційних продуктах і послугах.

Це прагнення потребує постійної оцінки, особливо з урахуванням суспільної думки, поточної ситуації та корегування, за необхідністю, прийнятого курсу та, відповідно, конкретних дій. Викладені положення стосуються майже всіх сторін діяльності суспільства – зовнішньо- та внутрішньополітичного курсу України, організації і проведення виборів, питань національної безпеки тощо.

Наразі, у часи постійного поповнення і вдосконалення інформаційного наповнення (контенту) світової мережі Інтернет, у часи, коли інформація не має кордонів і цензури, у часи, коли інформаційний простір вражає своїми обсягами і розмаїтістю, спрямованістю (точніше – її відсутністю) відкритої інформації у багатьох випадках навіть відпала необхідність у організації та проведенні розвідницької агентурної роботи однієї країни у інших країнах. Досить мати доступ до Інтернет та необхідну кількість висококваліфікованих спеціалістів-аналітиків, а також відповідний програмно-алгоритмічний інструментарій. І не треба ризикувати життям людей, ризикувати політичною репутацією та коштами платників податків.

Сьогодні Інтернет - це величезне сховище інформації, інтегрований доступ до найбільш динамічної складової якого - новинних ресурсів – ускладнений [1]. Розмаїтість інформації, у тому числі, наприклад, повідомлень Мережі не може бути корисна на практиці при відсутності ефективного доступу [2].

Для вирішення цієї проблеми розроблено чисельні концепції, серед яких слід зазначити концепції Семантичного Web та Web другого покоління [3], у рамках яких йдеться щодо надання універсального доступу саме до знань.

Але сьогодні замало отримати доступ до загальносвітової інформації, замало зробити її первісну обробку та здійснити інші необхідні процедури. Сьогодні необхідно спромогтися зберегти свою власну інформацію. Недаремно, стандартом де-факто, став принцип фізичного розділення зовнішньої та внутрішньої телекомунікаційних мереж.

Крім того, величезні обсяги інформації в Інтернет щонайменше обумовлюють завдання вибору найважливіших відомостей з новинних інформаційних потоків, щоб надати ці дані користувачам шляхами розсилки електронною поштою (найпростіший варіант), публікації на веб-сайтах та публікації у ЗМІ після аналітичного узагальнення.

Служби синдикації новин

Оптимальне рішення, здатне допомогти орієнтуватися у новинній інформації Інтернет, сьогодні надають інформаційні служби нового типу - системи синдикації новин [4]. Під синдикацією у цьому випадку розуміється збір інформації в Інтернет і подальше поширення її фрагментів відповідно до потреб користувачів. Крім того, служби синдикації забезпечують публікацію однакових даних на різних сайтах (у тому числі, призначених для кишенькових комп'ютерів і мобільних телефонів).

Вирішують ці завдання шляхами збору, сканування інформації з мережі Інтернет; приведення її до єдиного формату (у останній час – до XML, RSS); вибіркового розподілу, формування тематичних каналів (фідів) та подальшого розповсюдження [5].

Формування та розповсюдження фідів здійснюється за попередньо встановленими темами (найчастіше) або за запитами користувачів (у розвинених, професійних системах контент-моніторингу).

Технологія синдикації Інтернет-новин містить у собі "навчання" програм структурі обраних джерел (Web-сайтів), безпосереднє сканування інформації, її приведення до загального формату (останнім часом - до XML), класифікацію й доставку користувачам різними шляхами (e-mail, Web, WAP, SMS і т.д.).

Для рішення завдання синдикації новин було створено кілька форматів опису даних на основі XML. Найпоширеніший формат одержав назву RSS, що означає Really Simple Syndication, Rich Site Summary, хоча спочатку він називався RDF Site Summary. Зміст всіх цих аббревіатур укладається в простому способі узагальнення й розподілу інформаційного наповнення Web-сайтів - синдикації контенту.

Спочатку RSS створювався компанією Netscape для порталу Netcenter як один з перших XML-додатків, але потім став використовуватися на багатьох інших сайтах. Сьогодні практично всі провідні новинні сайти, "живі журнали", що працюють в Інтернет, використовують RSS як інструмент оперативного представлення своїх поновлень. Наприклад, сьогодні експорт в RSS здійснюють всі найбільші портали, включаючи CNN, BBC News, Amazon, CNet News, MSNBC, The Register, Wired тощо.

Існує багато версій RSS (0.90, 0.91, 0.92, 0.93, 0.94, 2.0), при цьому, багато хто вважають всі версії, крім 2.0, застарілими та «скасованими», але це далеко не так, поки ще самим популярним є RSS 0.91.

У всіх версіях RSS є деякі особливості, але поєднує їхня орієнтація на один тип інформації, внаслідок чого вони включають загальні базові поля: основний блок даних (channel), що містить як атрибути заголовки каналів (title), посилання (link), дані про мову повідомлень (language) і логотип (image), після яких іде список самих повідомлень, де в кожному пункті (item) вказується заголовок (title), короткий опис (description) і посилання на новину (link). Крім того, кожен RSS-файл починається обов'язковими елементами xml й rss. Перший із цих елементів містить атрибути version (версія) і encoding (кодування).

Крім заголовка блоку даних у форматі RSS передбачений опис окремих інформаційних елементів (item). Кожен елемент <item> - це окрема стаття або коротка анотація й посилання на повну версію статті. Канал (channel) може включати будь-яке число елементів <item>, що містять тільки два обов'язкові вкладені елементи - назва (title) і опис (description). Крім того, часто

використовуються такі вкладені елементи: посилання на першоджерело (link), категорія (category), коментар (comments) і автор (author).

Сучасні підходи до одержання новинної інформації з мережі Інтернет передбачають застосування RSS-агрегаторів - спеціальних програм для персональних комп'ютерів, мобільних пристроїв (подібних програм чимало, наприклад: A билon, FeedReader, Syndirella, FeedExpress, HotSheet, Beaver, NewsDesk тощо), плагінів для веб-браузерів (на цей час існує багато спеціальних RSS-плагінів) та звичайних засобів для перегляду веб-сайтів, до яких вбудовано фіди як новинні рядки або колонки [5].

В останньому випадку можливий інформаційний шум, особливо коли фіди формуються за запитом користувачів автоматично (перший режим). Тому на допомогу адміністраторам веб-сайтів приходять два інших режими: постмодерації, коли адміністратор може вилучати посилання на новини після їх публікації, або модерації, коли публікуються лише ті новини, які відбирає адміністратор (цей режим особливо важливий для веб-сайтів органів державної влади) [6].

Система контент-моніторингу

Саме з метою використання інформаційних масивів мережі Інтернет для оцінки ситуації та прийняття рішень створюються та впроваджуються системи контент-моніторингу. Як приклад однієї з таких систем надалі будемо розглядати систему InfoStream (<http://infostream.ua>) та сервіси на її основі. Ці сервіси, зокрема, дозволяють користувачеві одержувати новинну інформацію з тематики, що його цікавить, електронною поштою, SMS або вмонтувати постійну добірку у свою веб-сторінку тощо. Персоналізація інтерфейсу користувачів системи InfoStream, що працюють у режимі онлайн, тобто збереження їхніх постійних запитів й організація підписки, реалізується на основі сучасної технології RSS 0.91.

Для отримання тематичного каналу (RSS-фіду) від комплексу контент-моніторингу у відповідне поле RSS-агрегатора треба ввести адресу в форматі такого типу:

[http://\[ДОМЕН\]/rss.php\[?<ЗАПИТ>\]](http://[ДОМЕН]/rss.php[?<ЗАПИТ>])

де *ДОМЕН* - це адреса сервера контент-моніторингу, а як *ЗАПИТ* можна ввести слово або словосполучення мовою запитів інформаційно-пошукової системи InfoRes.

На основі технології InfoStream створені численні фіксовані новинні фіди, серед яких можна назвати, наприклад:

Банки - <http://uaport.net/cgi-bin/infostream.rss?rubr02>

Економіка України - <http://uaport.net/cgi-bin/infostream.rss?rubr04>

Нормативні акти - <http://uaport.net/cgi-bin/infostream.rss?rubr09>

Оборона, конверсія - <http://uaport.net/cgi-bin/infostream.rss?rubr10>

Енергетика - <http://uaport.net/cgi-bin/infostream.rss?rubr16>

Освіта - <http://uaport.net/cgi-bin/infostream.rss?rubr23>

Політика - <http://uaport.net/cgi-bin/infostream.rss?rubr34>

Застосування RSS-технології дозволяє користувачам, які мають доступ до сервера контент-моніторингу в режимі онлайн, зберігати свої постійні запити та організувати підписку на них за допомогою різноманітних програмних рішень.

Для організації підписки на тематичний канал (RSS-фід) треба в основному вікні інформаційно-пошукової системи налаштувати запит, після чого запустити

програму-агрегатор (наприклад, FeedReader), активізувати опцію New та ввести таку інформацію:

- адресу RSS-фіду, включаючи запит інформаційно-пошуковою мовою у наведеному вище форматі;
- назву інформаційного каналу, яка може визначатися користувачем;
- періодичність оновлення.

Для управління підпискою у цьому режимі існують додаткові опції, що активуються для кожного RSS-фіду окремо:

- поновлення фіду (переліку активних повідомлень);
- відмітка повідомлень, як вже прочитаних;
- вилучення переліку повідомлень;
- зміна властивостей підписки, включаючи тему, періодичність тощо.

Для отримання повного тексту повідомлення, заголовок і анотація якого зацікавила користувача, треба:

- здійснити подвійне натискання клавішею миші на заголовок або
- активізувати гіперпосилання "Read on" в полі анотації, або
- натиснути на відповідну кнопку, що стоїть перед заголовком, або
- натиснути на праву клавішу миші, знаходячись курсором на заголовку, при цьому можна відкрити текст повідомлення у новому вікні Інтернет-браузера.

Організація стрічок новин на веб-сайтах користувачів

Застосування RSS-технологій та автоматично отримуваних фідів від систем контент-моніторингу для встановлення їх на веб-сайтах має одну велику ваду. Серед формально релевантних тематичному запиту повідомлень можуть з'являтися:

- не достовірні;
- дублікати (змістовні дублі);
- застарілі;
- літературно недопустимі;
- релевантні, але не пертинентні (що не відповідають суті проблематики).

Названа вада унеможлиблює автоматичну публікацію таких новинних блоків, особливо на серйозних веб-сайтах органів державної влади.

Тому для вирішення цієї проблеми було створено два допоміжних режими: постмодерації, коли адміністратор може вилучати посилання на новини після їх публікації, та модерації, коли публікуються лише ті новини, які відбирає адміністратор [6].

На Рис. 1. схематично показано, як новинна інформація з системи контент-моніторингу поступає на веб-сайт, проходячи при цьому через автоматизоване робоче місце адміністратора (АРМ), який модерує цей потік новин.

Відкритим залишається питання обсягів інформації, які має переглядати адміністратор, працюючи у режимі відбору-модерації. Ці обсяги залежать від запиту. Відомо, що відгуки інформаційно-пошукової системи з точки зору користувача характеризуються повнотою та пертинентністю (відповідністю отриманої вибірки його інформаційним потребам), а також те, що ці характеристики є антагоністичними. У ідеалі максимальна повнота – це повний обсяг бази даних, який найчастіше неможливо переглянути у режимі реального часу, а максимальній пертинентності відповідає один або декілька документів, яких недостатньо для представлення у колонці новин. З цього випливає, що

мистецтво формування точних запитів є необхідною складовою роботи адміністраторів новинних ресурсів. Зокрема у сервісі WebStream (про який буде йтися далі) передбачається надання адміністратору для модерування одночасно не більше 50 документів. Щоб досягти цього було створено спеціальний інтерфейс налагодження запитів (Рис. 2).

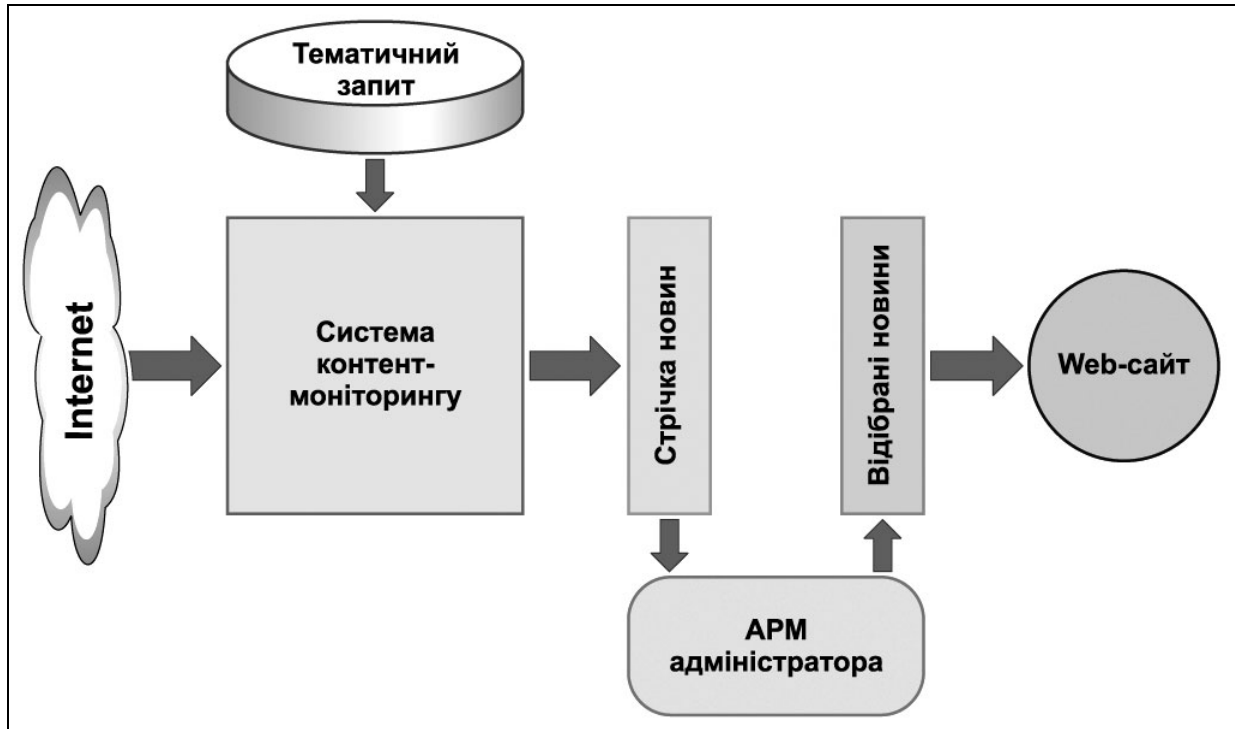


Рис. 1. Схема проходження новин у режимі модерації

Редактирование запросов

Имя пользователя:

E-mail:

URL:

No	Тема	Запрос	Режим
1	<input type="text" value="nato"/>	<input type="text" value="(нато) евроатлантическ евроатлантич)&(украин україн)"/>	<input type="text" value="Модерируемый"/>
2	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text" value="Модерируемый"/>
3	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text" value="Постмодерируемый"/>
4	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text" value="Модерируемый"/>
5	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text" value="Модерируемый"/>

Рис. 2. Інтерфейс з конфігурування новинної стрічки

WebStream - спеціальний сервіс для Інтернет-проектів, за допомогою якого здійснюється розміщення на Web-сайті користувача автоматично обновлюваної стрічки новин. Новинна інформація у вигляді заголовків й анонсів статей розміщується безпосередньо на сайті користувача за допомогою вбудованого JavaScript-застосування. Існуючий пакет WebStream дозволяє користувачеві самостійно управляти стрічкою новин, що спочатку формується автоматично. Одержавши логін і пароль, користувач одержує можливість управління відображенням тієї або іншої новини в стрічці новин через Web-інтерфейс. Включення або виключення новини зі стрічки здійснюється за допомогою простого поля вибору (CheckBox), тобто установкою або зняттям ознаки відображення для конкретної окремої новини по розсуду користувача. Причому управління може здійснюватися у двох режимах (Рис. 2). У режимі включення новини в стрічку за замовчуванням, коли користувач вилучає зі стрічки ті новини, відображення яких він вважає недоцільним (режим постмодерації). В іншому режимі новина буде відображена в стрічці тільки після того, як користувач установить ознаку відображення для цієї новини (режим модерації).

Додатково зручний і простий веб-інтерфейс дозволяє легко змінювати настроювання відображення новинних повідомлень та автоматично генерувати код, який можна розташовувати на веб-сторінках (Рис. 3).

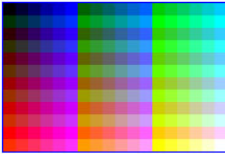
1. Ширина таблиці: (в точках или процентах)	<input type="text"/>
2. Цвет фона: (шестнадцатиричный)	<input type="text"/> 
3. Формат новостей:	1 ▾
4. Название стиля для заголовка статьи:	<input type="text"/>
5. Показывать дату: Название стиля для даты:	<input checked="" type="radio"/> Да <input type="radio"/> Нет <input type="text"/>
6. Показывать время: Название стиля для времени:	<input checked="" type="radio"/> Да <input type="radio"/> Нет <input type="text"/>
7. Показывать анонс статьи: Название стиля для анонса статьи:	<input checked="" type="radio"/> Да <input type="radio"/> Нет <input type="text"/>
8. Показывать название источника: Название стиля для названия источника:	<input checked="" type="radio"/> Да <input type="radio"/> Нет <input type="text"/>
9. Имя окна для открытия новостей:	<input type="text"/>
10. Количество новостей:	5 ▾
<input type="button" value="По умолчанию"/> <input type="button" value="Генерировать код"/>	
Ваш Код: <input type="text"/>	

Рис. 3. Фрагмент інтерфейсу з вибору параметрів відображення

Таким чином, роботу із впровадження сервісу можна розділити на два незалежні етапи: налагодження запиту, відповідно до якого буде формуватися новинна стрічка; налаштування параметрів новинної стрічки (вибір дизайнерського рішення щодо новинної стрічки, вибір шрифтів і формату для відображення новин у стрічці), що здійснюється за допомогою веб-інтерфейсу та розміщення готового коду на веб-сторінці.

Висновки

З метою підтвердження ефективності запропонованих і розроблених механізмів та інструментарію використання інформації, яка циркулює у мережі Інтернет, для оцінки ситуації та прийняття відповідних рішень, а також - підвищення рівня обізнаності населення країни щодо співробітництва України з НАТО розроблено нову версію веб-сайту апарату Національного центру з питань євроатлантичної інтеграції України, який розміщено за адресою www.nceai.gov.ua (Рис. 4).

The screenshot shows the homepage of the National Center for Euro-Atlantic Integration of Ukraine. The header includes the center's logo and name in Ukrainian and English, along with the website URL www.nceai.gov.ua. A navigation menu on the left lists various topics such as 'About the National Center', 'Ukraine-NATO Action Plan', and 'Informational-analytical security'. The main content area features a globe graphic and a headline: 'Актуальні події євроатлантичної інтеграції України'. Below this, there are several news articles with dates and titles, such as 'Навчання "Сі Бриз - 2006" відмінені через ситуацію на Близькому Сході' and 'Бюлетень "Україна - НАТО"'. A search bar is located at the bottom left of the main content area.

Рис. 4. Головна сторінка веб-сайту апарату Національного центру з питань євроатлантичної інтеграції України

Інформаційна структура цього сайту виконана в контексті Плану дій Україна-НАТО і, серед іншого, забезпечує доступ користувачів до ретроспективної та оперативної баз даних з євроатлантичної інтеграції України на основі технології

InfoStream [6]. Однією з "родзинок" сайту є "онлайнова стрічка" актуальної інформації електронних ЗМІ з євроатлантичної тематики, яку реалізовано на базі сервісу WebStream.

Системи синдикації Інтернет-новин вирішують проблему знаходження необхідної інформації, але залишають без уваги такі завдання, як узагальнення даних - їхню обробку й аналіз. Одним із самих перспективних напрямків узагальнення новинних інформаційних потоків на цей час визначено концепцією «глибинного аналізу текстів» (Text Mining). По відношенню до новинних потоків її ідеологію можна сформулювати як постійне відтворене в часі виконання змістовного аналізу [7]. Саме безперервна аналітична обробка повідомлень є самою характерною рисою цієї концепції, що дозволяє формувати автоматичні дайджести, виявляти нові поняття і їхні взаємозв'язки, будувати різноманітні рейтинги. Саме системи такого типу зможуть позбавити користувачів від інформації, що дублюється, інформаційного шуму, дозволять виявляти головні тенденції, знаходити ланцюжки подій, що корелюють.

Темп життя, що постійно прискорюється, вимагає оперативного одержання повної та актуальної інформації, яка має враховуватися при прийнятті управлінських, маркетингових, виробничих рішень. Сучасні технології синдикації контенту будуть кращим помічником у цьому процесі - потрібно тільки вибрати відповідний інструментарій.

Список літератури

1. Ландэ Д.В. Поиск знаний в Internet. Профессиональная работа -М.: "Диалектика", 2005. - 272 с.
2. Брайчевский С.М., Ландэ Д.В. Современные информационные потоки: актуальная проблематика // Научно-техническая информация. Сер. 1. –М., 2005. - №11, - С. 21-33.
3. Ландэ Д.В. 2GW – Майбутнє Інтернету // Правова інформатика. –К., 2006. - № 1 (9). –С. 34-41.
4. Фурашев В.М., Ландэ Д.В. Інформаційне середовище нового суспільства. // ДНІ НАУКИ: Зб. тез. доповідей: В 3 т. / Гуманітарний університет "ЗІДМУ", 27-28 жовтня 2005. - Запоріжжя: ГУ "ЗІДМУ", 2005. - Т.1. - С. 300-303.
5. Д.В. Ландэ, Морозов А.Ю. Новостной Интернет. «Телеком», - № 11, 2004. – С. 54-57. - № 1-2, 2005. – С 58-62.
6. Ландэ Д.В., Фурашев В.М., Григор'єв О.М. Програмно-апаратний комплекс інформаційної підтримки прийняття рішень: Науково-методичний посібник. - Київ: Інжиніринг, 2006. – 48 с.
7. Фурашев В.М., Ландэ Д.В., Григор'єв О.М., Фурашев О.В. Електронне інформаційне суспільство України: погляд у сьогодення і майбутнє. – К.: Преса України, 2005. – 166 с.

Анализ влияния осевого и радиального натягов на податливость одноболтового односрезного соединения и распределение усилий между рядами многоболтового соединения из сплава ВТ6

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Болтовые срезные соединения рассчитывают на статическую прочность в предположении, что перерезывающая сила распределяется между всеми болтами равномерно. Это объясняется тем, что в результате сдвигов и пластических свойств материала к моменту разрушения происходит выравнивание усилий между связями [1 – 3]. Однако такая предпосылка может быть принята лишь для расчета при действии предельных статических нагрузок. При циклических эксплуатационных нагрузках, которые значительно меньше разрушающих, предположение о равномерном распределении нагрузки между болтами является весьма приближенным. Экспериментальные исследования соединений показали, что при действии длительных эксплуатационных циклических нагрузок в много - болтовом соединении нагрузка болтов является неравномерной, а разрушающие нагрузки значительно ниже, чем при статическом нагружении. Для обеспечения заданной усталостной долговечности необходимо определять степень неравномерности распределения нагрузки между рядами болтов в много болтовом срезном соединении.

Целью данной статьи является исследование влияния затяжки и радиального натяга на податливость и распределение усилий между болтами в срезном многорядном соединении из сплава ВТ6.

Методика определения влияния величины внешней нагрузки, геометрических параметров, сил трения, осевого и радиального натягов на податливость одноболтового односрезного соединения предложена в работе [4].

В качестве примера для определения влияния внешней срезающей нагрузки, геометрических параметров соединения, осевого и радиального натягов на распределение усилий между рядами болтов рассмотрим образец для исследования усталостной долговечности односрезных болтовых соединений из сплава ВТ6, показанный на рис. 1.

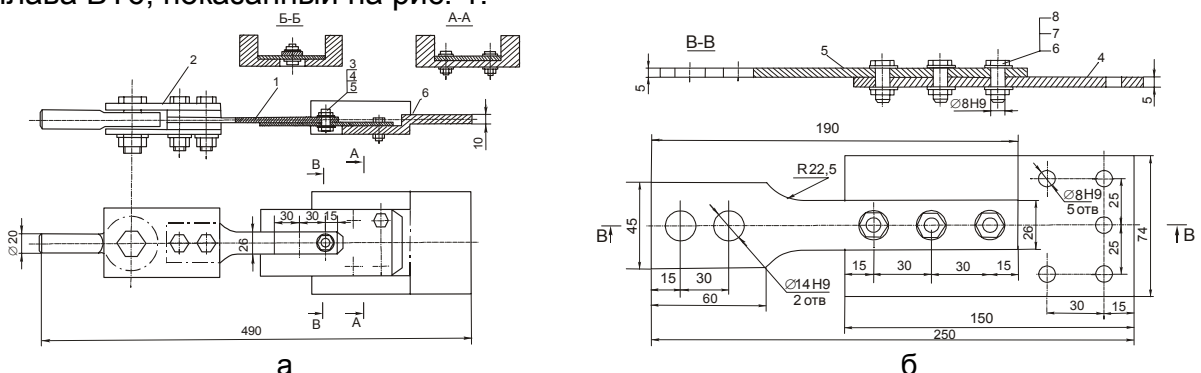


Рис. 1. Приспособление и образец для исследования усталостной долговечности односрезных болтовых соединений из сплава ВТ6: а – приспособление; б – исследуемый образец: 1 - образец; 2 - шарнирный захват; 3 - жесткий захват; 4 - пластина; 5 - испытуемый элемент; 6 - болт 8 - 26 - к_д - ОСТ 1 31132 - 80; 7 - гайка 8 - к_д - ОСТ 1 33018 - 80; 8 – шайба 1,5 – 8 - 14 – Ан. окс.- ОСТ 1 34509 - 80

Модель для расчета влияния внешней нагрузки, геометрических параметров, осевого и радиального натягов на распределение усилий между болтами в образцах многоболтового односрезного соединения для исследования усталостных характеристик соединений изображена на рис. 2.

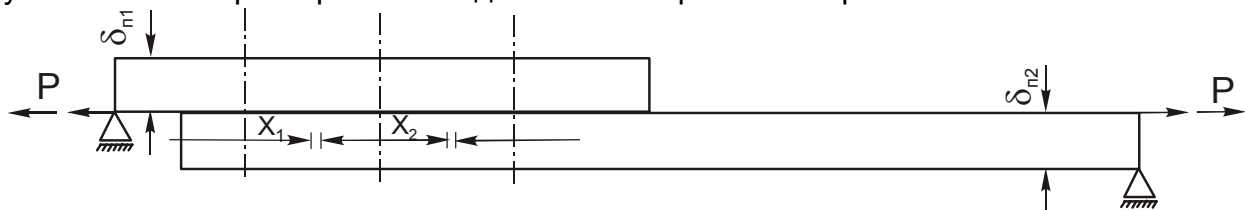


Рис. 2. Модель для расчета влияния геометрических параметров осевого и радиального натягов внешней нагрузки на распределение усилий между болтами в односрезном болтовом соединении из сплава ВТ6

При расчетах примем следующие допущения:

- внешняя нагрузка приложена без эксцентриситета;
- поворотом соединения пренебрегаем, так как он значительно ограничен жестким захватом 3 (см. рис. 1).

Применяемая методика основана на исследовании метода сил для определения распределения усилий между болтами в срезном соединении [5 – 7]. Для трехболтового соединения система имеет вид

$$\begin{cases} \delta_{11} x_1 + \delta_{12} x_2 + \Delta_{1p} = 0, \\ \delta_{21} x_1 + \delta_{22} x_2 + \Delta_{2p} = 0. \end{cases}$$

Значения коэффициентов δ_{ik} вычисляются по формуле

$$\delta_{ik} = \sum_{i,k=1}^n \int_{l_i}^{l_{i+1}} \frac{N_i - N_k}{E_i \times F_i(x)} dx + \sum_i C_i,$$

где n – количество участков, на которое разделяется соединяемый пакет болтами по длине стыка; $F_i(x)$ – площадь l -го поперечного сечения элемента соединения; C_i – коэффициент податливости l -й связи; N_l , N_k – продольные усилия в l -м и k -м сечениях пластин. На распределение усилий между болтами существенным образом влияет коэффициент податливости силовой связи «болт – соединяемые пластины». Величина коэффициента податливости определяется геометрическими характеристиками элементов соединения: диаметр болта, размеры гайки, головки болта, толщины соединяемых пластин, характеристики материалов, из которых изготовлены элементы соединения, радиальный и осевой натяги болта. Влияние этих величин на коэффициент податливости связи позволяет учесть методика, приведенная в работе [4].

Податливость связей (болтов) определяется величиной деформаций сдвига и изгиба болта, обмятием материала соединяемых пластин в контактной зоне по стенке отверстия.

На рис. 3 – 5 показаны результаты расчета коэффициентов обобщенной податливости односрезного одноболтового соединения в зависимости от передаваемой срезающей нагрузки P при различных значениях радиального натяга $\bar{\Psi}$, осевой затяжки Q_3 и соотношения толщин соединяемых деталей. Материал соединяемых элементов – титановый сплав ВТ6 (модули упругости $E_{21} = E_{22} = 120$ ГПа), среднее значение коэффициента трения между болтом и стенкой отверстия $f_{1,2} = 0,21$. Разрушающие нагрузки для рассматриваемого

соединения составляют: разрыва листа $P_{p1} = 86$ кН, среза болта $P_{p2} = 36$ кН, смятия стенок отверстия в листе $P_{p3} = 38$ кН. Соединение выполнялось болтом 30 ХГСА 8 – 26 - К_д ОСТ 1 31132 – 80 и гайкой 8 – К_д – ОСТ 1 33018 – 80. Расчет приведен для диаметра болта 8 мм, соотношения толщин соединяемых деталей $\frac{\delta_{n1}}{\delta_{n2}} = 1; 2; 3$ и значений радиального натяга при посадке болта $\bar{\psi} = 0; 0,25; 0,5; 1,0; 1,5; 2,0 \% d_6$.

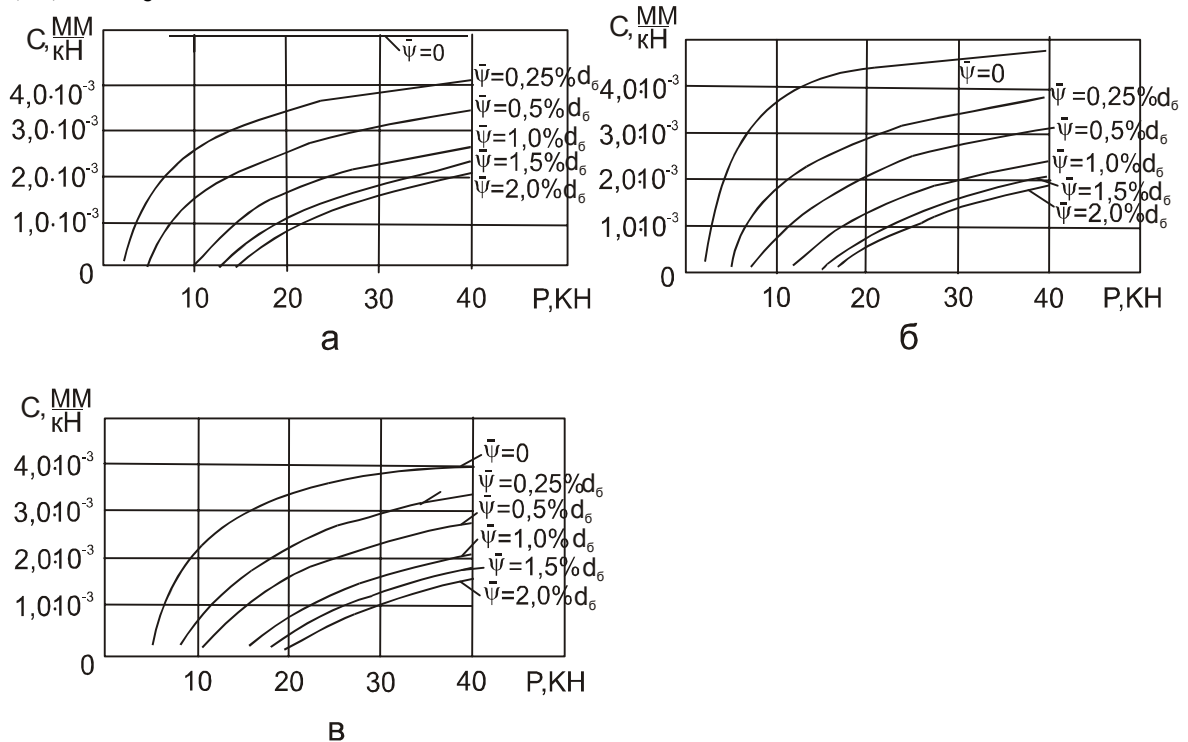


Рис. 3. Влияние радиального натяга и силы, передаваемой соединением, на коэффициент обобщенной податливости односрезного болтового соединения при соотношении толщин пластин $\delta_{n1} = \delta_{n2}$: а - $Q_3=0$; б - $Q_3=10$ кН; в - $Q_3=25$ кН; $f_{1,2}=0,21$; $d_6=8$ мм; $E_1=210$ ГПа; $E_{21}=E_{22}=120$ ГПа; $\delta_{n1} = \delta_{n2} = 5$ мм

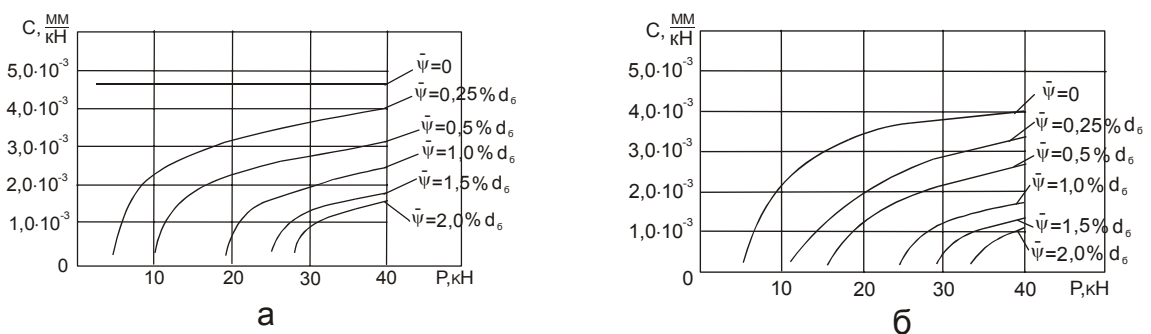


Рис. 4. Влияние радиального натяга и силы, передаваемой соединением, на коэффициент обобщенной податливости односрезного болтового соединения при соотношении толщин пластин $\delta_{n2} = 2 \delta_{n1}$: а - $Q_3 = 0$; б - $Q_3=25$ кН; $f_{1,2} = 0,21$; $d_6 = 8$ мм; $E_1=210$ ГПа; $E_{21}=E_{22}=120$ ГПа; $\delta_{n1} = 5$ мм; $\delta_{n2} = 10$ мм

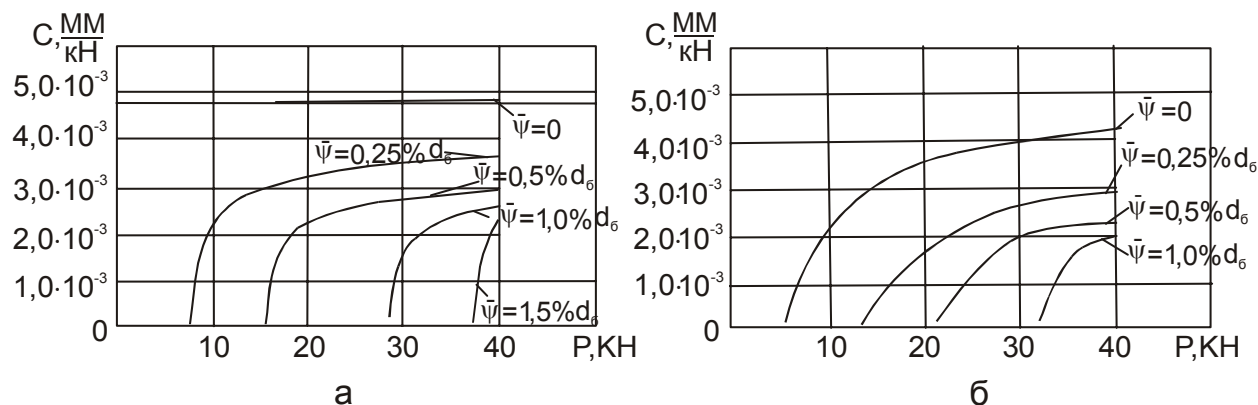


Рис. 5. Влияние радиального натяга и силы, передаваемой соединением, на коэффициент обобщенной податливости односрезного болтового соединения при соотношении толщин пластин:

$\delta_{n2} = 3 \delta_{n1}$; а - $Q_3 = 0$; б - $Q_3 = 25$ кН; $f_{1,2} = 0,21$; $d_6 = 8$ мм; $E_1 = 210$ ГПа;

$E_{21} = E_{22} = 120$ ГПа; $\delta_{n1} = 5$ мм; $\delta_{n2} = 15$ мм

Видно, что при $\bar{\psi} = 0$ и $Q_3 = 0$, т. е. в соединениях без радиального натяга и осевой затяжки, податливость не зависит от внешней нагрузки в исследуемых диапазонах. Значение коэффициента обобщенной податливости постоянно: $C = 5,0 \times 10^{-3} \frac{\text{мм}}{\text{кН}}$ и не зависит от нагрузки, приложенной к соединению. Однако в диапазоне действия эксплуатационных нагрузок $P_{\text{эксп}} < 20$ кН для одноболтового соединения с $d_6 = 8$ мм и толщиной пластин $\delta_{n1} = \delta_{n2} = 5$ мм применение радиального натяга до $\bar{\psi} = 1,0 \% d_6$ уменьшает податливость связи более чем в пять раз. Видно, что увеличение нагрузки, приложенной к соединению, приводит к росту коэффициента обобщенной податливости болта. Для диапазона нагрузок $P = 0 \dots 40$ кН коэффициент податливости изменяется в пределах от 0 до $5 \cdot 10^{-3}$ мм/кН для различных вариантов соединения. Наиболее сильная зависимость коэффициента податливости от нагрузки наблюдается при низких уровнях нагрузки до величины 10...15 кН. При этом коэффициент податливости достигает значений $3 \cdot 10^{-3} \dots 4 \cdot 10^{-3}$ мм/кН, что соответствует 70 ... 80% максимального значения коэффициента податливости. При эксплуатационных уровнях нагрузки $P < 10 \dots 12$ ($P < 0,3 P_{p2}$) применение радиального натяга значительно уменьшает податливость соединения на 80 ... 98%. Максимальные значения коэффициента податливости составляют $0,4 \cdot 10^{-3}$ мм/кН.

Использование радиального натяга болта (рис. 6) приводит к значительному снижению коэффициента податливости.

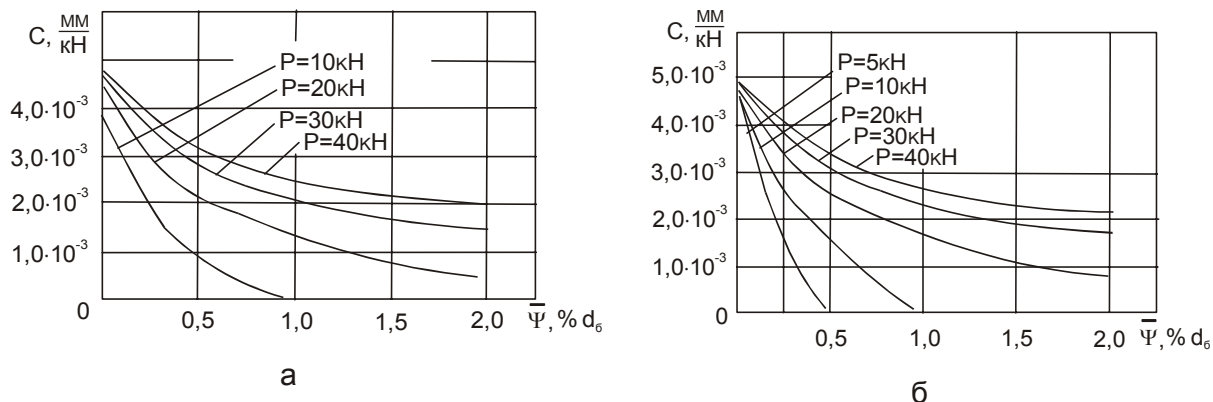


Рис. 6. Влияние радиального натяга на величину коэффициента обобщенной податливости односрезного одноболтового соединения:
 а – $Q_3 = 10$ кН; б – $Q_3 = 0$; $\delta_{n1} = \delta_{n2} = 5$ мм; $d_6 = 8$ мм; болт – 30 ХГСА;
 листы пластины – ВТ6

Так, постановка болтов с радиальным натягом, равным 0,5...1 %, приводит к уменьшению коэффициентов податливости на 40...60 % для соединений с

соотношением толщин $\frac{\delta_1}{\delta_2} < 2$ и на 70...100 % для $\frac{\delta_1}{\delta_2} > 2$. Дальнейшее

увеличение радиального натяга до 2 % менее эффективно; снижение коэффициента податливости в данном случае составляет 20...25 %.

Осевая стяжка пакета снижает величину коэффициента податливости на 5...20%, при этом максимальный эффект достигается при малых значениях натяга.

Увеличение соотношения толщины соединяемых пластин приводит к незначительному уменьшению коэффициента податливости и при этом усиливает зависимость коэффициента податливости от нагрузки. По мере возрастания соотношения толщин быстрее достигается точка, соответствующая 70...80% максимального значения коэффициента податливости.

Проведенные расчеты показали, что зависимость коэффициентов податливости от затяжки, радиального натяга болтов и внешней нагрузки носит нелинейный характер (см. рис. 3 – 5). Поэтому степень загруженности болтов в односрезном болтовом соединении определена методом последовательных приближений. На рис. 7 показана блок-схема алгоритма расчета распределения усилий между болтами в срезном соединении с радиальным натягом и затяжкой болтов.

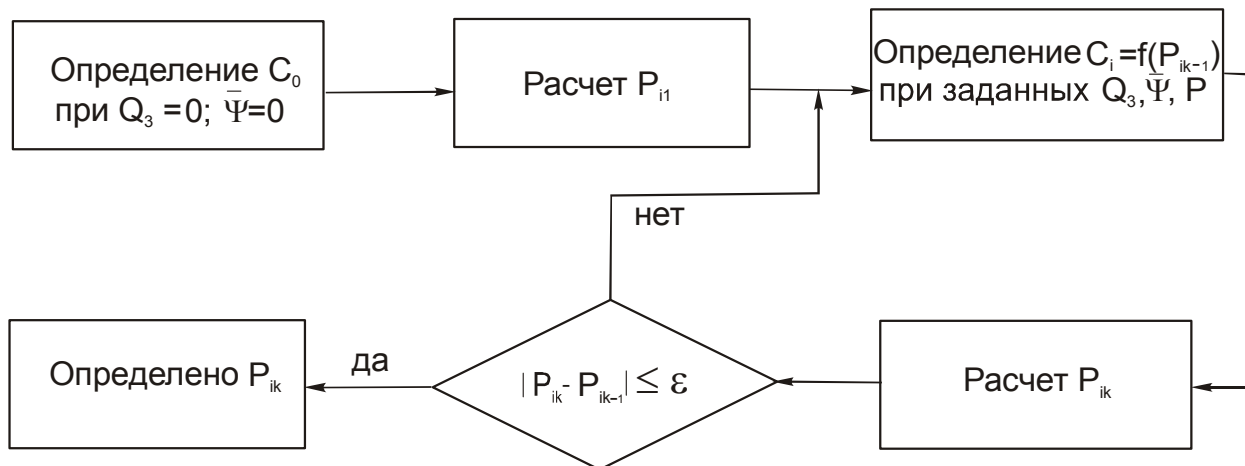


Рис. 7. Блок – схема алгоритма расчета распределения усилий между болтами в срезном болтовом соединении:
 P_{ik} – усилия, передаваемые i – м болтом; k – количество приближений;
 P – нагрузка, прикладываемая к соединению

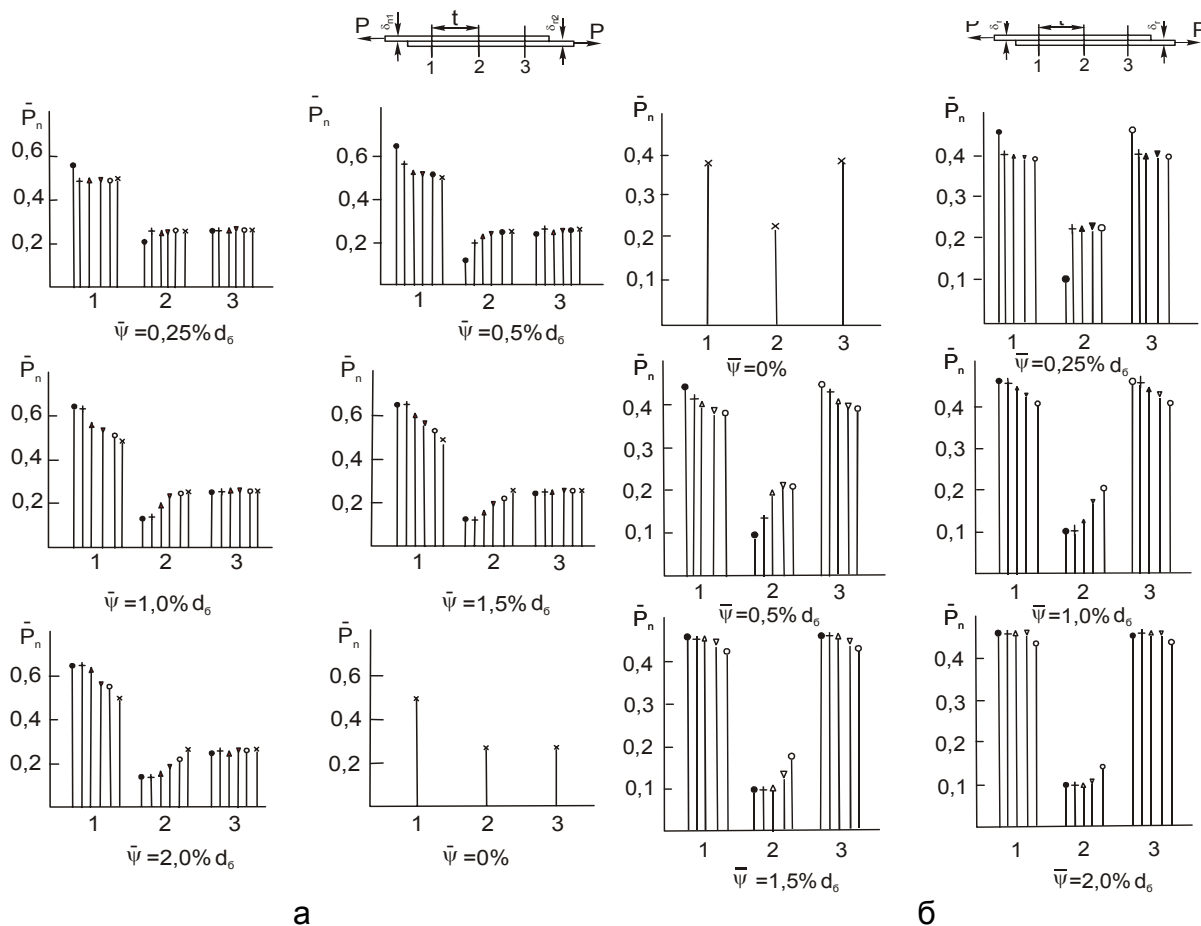


Рис.8. Влияние радиального натяга и внешней нагрузки на степень загрузки болтов в односрезном трехболтовом соединении:

а - $B_1 = 26$ мм; $B_2 = 74$ мм; б - $B_1 = B_2 = 26$ мм

На рис. 8 – 9 показаны результаты расчета степени загруженности крайнего болта в трех- и четырехболтовых соединениях в зависимости от радиального натяга при различных значениях силы, передаваемой соединением, и ширины соединяемых деталей.

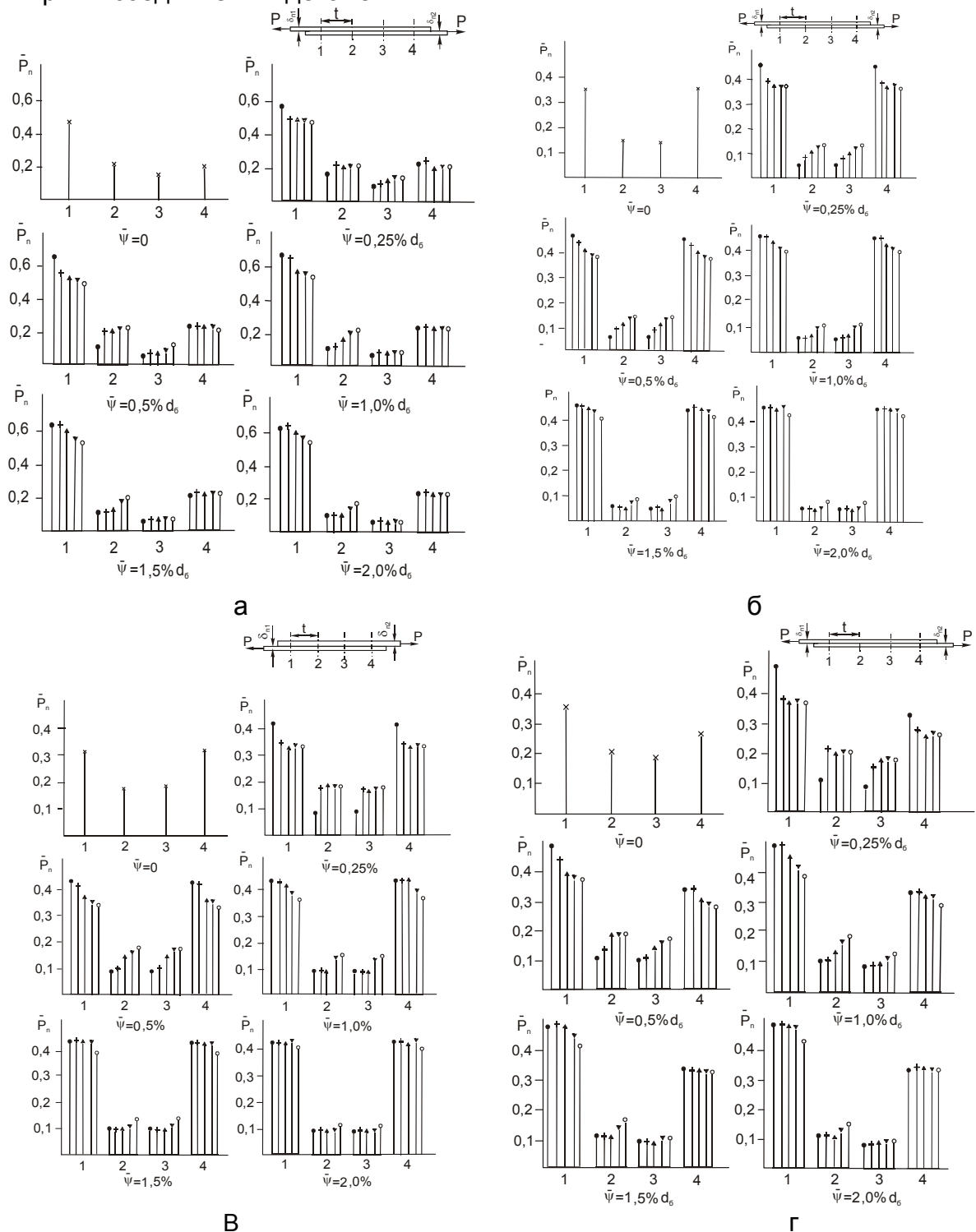


Рис. 9. Влияние радиального натяга и внешней нагрузки на степень загруженности болтов в односрезовом четырехболтовом соединении:

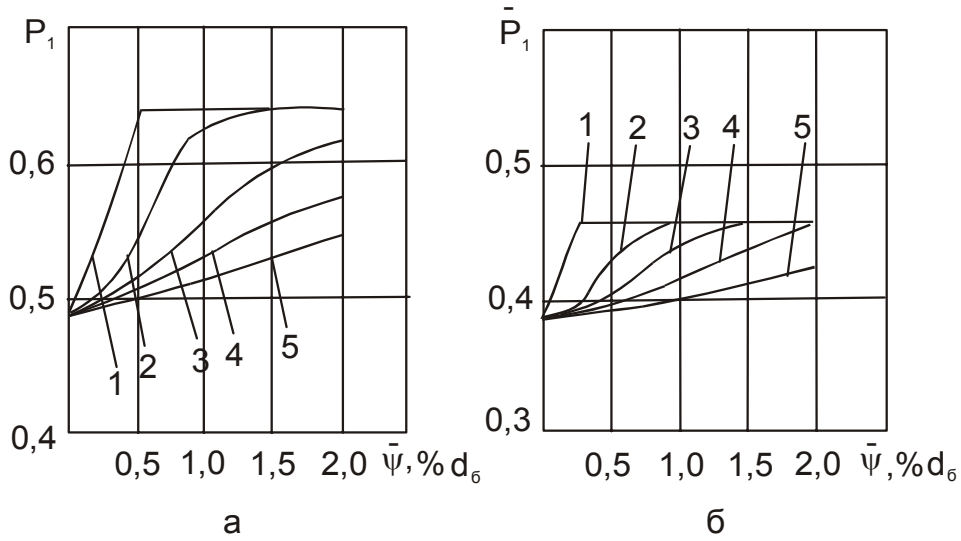
а - $B_1 = 26$ мм; $B_2 = 74$ мм; б - $B_1 = B_2 = 26$ мм; в - $B_1 = B_2 = 50$ мм;

г - $B_1 = 50$ мм; $B_2 = 74$ мм

В случае соединения деталей одинаковой ширины степень загруженности крайнего болта при отсутствии натяга не зависит от нагрузки. При увеличении натяга на малых уровнях нагрузки (до 20 кН) степень загруженности крайнего болта быстро достигает своего максимального значения и перестает зависеть от натяга, но при повышении уровня нагрузки радиальный натяг, при котором достигается максимальная степень загрузки, увеличивается.

Применение соединяемых элементов разной ширины приводит к увеличению степени загруженности крайнего болта на 20...40 % при сохранении общей картины зависимости от натяга и нагрузки на соединение.

Влияние радиального натяга на степень загруженности крайнего болта в односрезовом трехболтовом соединении показано на рис. 10.



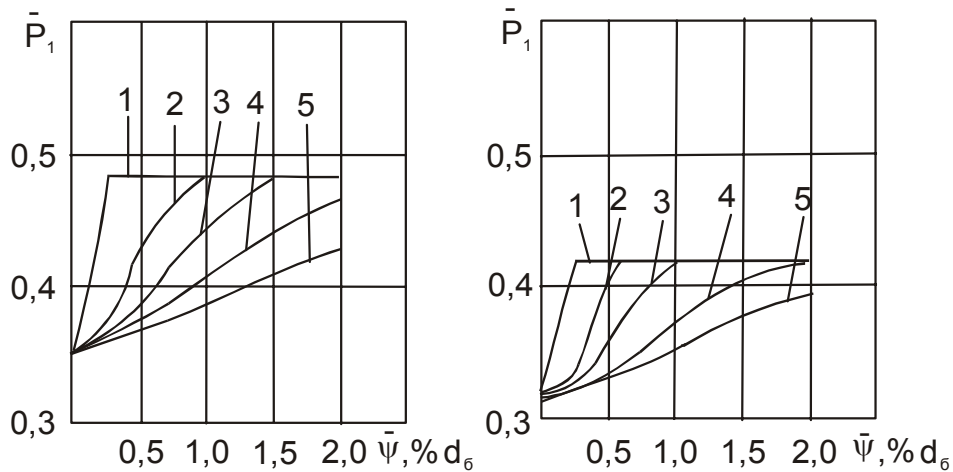
а

б

Трехболтовое соединение:

а – $B_1=26$ мм; $B_2=74$ мм; болт 1 (см. рис. 8, а); б – $B_1=B_2=26$ мм;

болты 1 и 3 (см. рис. 8, б)



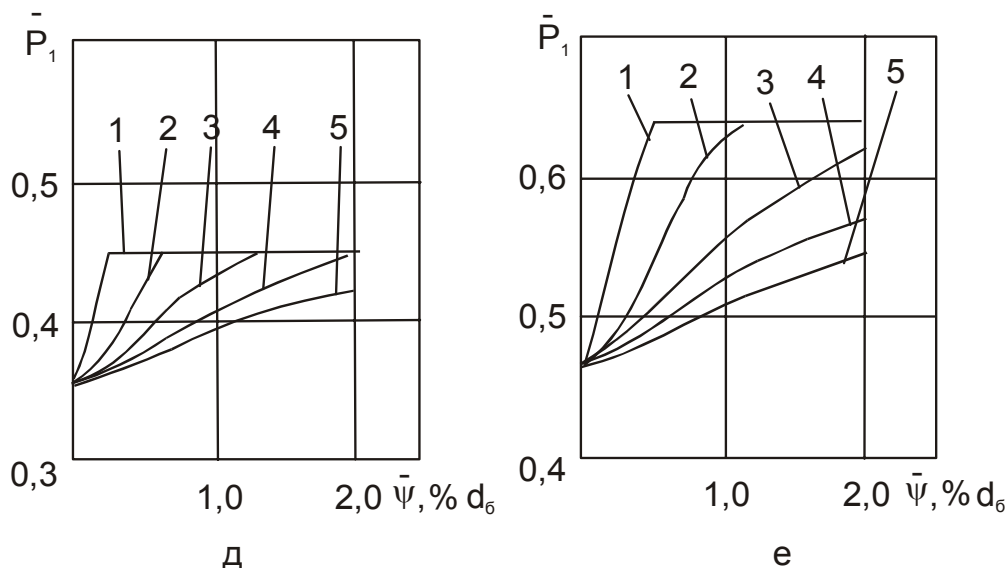
в

г

Четырехболтовое соединение:

в – $B_1=50$ мм; $B_2=74$ мм; болт 1 (см. рис. 9, г); г – $B_1=B_2=50$ мм;

болты 1 и 4 (см. рис.9, в)



Четырехболтовое соединение:

д - $V_1=V_2=26$ мм; болты 1 и 4 (см. рис. 9, б); е - $V_1=26$ мм; $V_2=74$ мм;
болт 1 (см. рис.9, а)

Рис. 10. Влияние радиального натяга на степень загруженности крайнего болта в односрезном соединении:

при 1 - $P=10$ кН; 2 - $P=20$ кН; 3 - $P=30$ кН; 4 - $P=40$ кН; 5 - $P=50$ кН;
 $t=30$ мм; $d_6=8$ мм; $E_1=210$ ГПа; $E_{21}=E_{22}=120$ ГПа; $\delta_{n1}=\delta_{n2}=5$ мм

Анализ результатов расчета показывает, что степень загруженности крайнего болта в трех- и четырехболтовых соединениях изменяются в пределах от 0,3 до 0,65.

Таким образом, полученные результаты расчетов и представленные графики позволяют определить коэффициенты податливости и степень загруженности крайнего болта для некоторых видов многорядных односрезных соединений. Учет влияния на податливость и, следовательно, на степень загруженности крайнего болта, усилия затяжки, нагрузки и радиального натяга позволит уточнить расчет усталостной долговечности соединений.

Выводы

На основе физической и математической моделей, разработанных в [4], проведено исследование влияния осевого и радиального натягов, нагрузки, приложенной к соединению, на величину усилий, передаваемых каждым болтом, коэффициенты неравномерности распределения усилий между болтами в многорядном срезном болтовом соединении и коэффициенты податливости крепежных элементов и соединяемых листов.

Установлено, что увеличение нагрузки, приложенной к соединению, приводит к росту коэффициента обобщенной податливости болта. Коэффициент податливости быстро растет до 0,003...0,004 мм/кН (это значение составляет 70...80 % максимального значения) при низких уровнях нагрузки на соединение –

до 10 кН, что соответствует растягивающим напряжениям до 85 МПа в соединяемых элементах. При дальнейшем увеличении нагрузки до 40 кН роста величины податливости практически не наблюдается.

Применение радиального натяга болта вызывает значительное (на 30 % при радиальном натяге $\Psi = 0,5$ % и на 150 % - при натяге $\Psi = 2$ %) снижение коэффициента податливости.

Осевая стяжка пакета снижает величину коэффициента податливости на 5...20 %, при этом максимальный эффект снижения податливости достигается при низких уровнях нагрузки на соединение – до 10 кН. Увеличение соотношения толщины соединяемых пластин приводит к незначительному уменьшению (на 10...20 %) коэффициента податливости и при этом усиливает зависимость коэффициента податливости от нагрузки.

При отсутствии натяга степень загруженности крайнего болта не зависит от нагрузки. Применение натяга позволяет увеличить степень загруженности болта на 15...25 % (с 0,38 до 0,46 для трехрядного соединения). Особенно сильно это проявляется при невысоких уровнях нагрузки до 20 кН ($\leq 0,5 R_{разр}$). В этом случае использование натяга приводит к максимальной загруженности крайнего болта.

Список литературы

1. Биргер И. А. Расчет на прочность деталей машин. - М.: Машиностроение, 1979. – 702 с.
2. Биргер И. А., Иосилевич Г. Б. Резьбовые соединения. - М.: Машиностроение, 1973. – 256 с.
3. Иосилевич Г. Б. Концентрация напряжений и деформация в деталях машин. - М.: Машиностроение, 1981. – 224 с.
4. Гребеников А. Г., Ефремов А. Ю., Клименко В. Н. Методика определения коэффициентов неравномерности контактных давлений между элементами односрезного болтового соединения с радиальным и осевым натягом // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: ГАКУ «ХАИ». – 1998. - Вып. 13. – С. 134 – 159.
5. Степин П. А. К расчету на срез соединений с прерывными связями // Вестник инженеров и техников. – 1951. - №4. - С. 175 – 179.
6. Гребеников А. Г., Федотов М. Н., Клименко В. Н. Распределение усилия между болтами односрезного усовидного соединения // Вопросы проектирования самолетных конструкций. - Харьков, ХАИ. – 1978. - Вып. 1. С. - 97 – 101.
7. Галкин С. И., Дубинский В. С. Применение метода сил к исследованию основного напряженного состояния элементов поперечного стыка панелей кессона с коробкой центроплана // Местная прочность конструктивных нерегулярностей планера самолета. - М., ЦАГИ, 1979. – Вып. 2018. – С. 21 – 51.

Система автоматического управления и связи беспилотных автоматизированных авиационных платформ семейства «Пчелка»

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»,
Авиационное научно-техническое общество КНК*

Успешное применение беспилотной автоматизированной авиационной техники в хозяйственном секторе страны возможно только при условии предоставления потребителю высоконадежного комплексного решения. В данном случае оно должно включать в себя авиационную платформу, оптимизированную в соответствии с характером решаемых задач, и систему автоматического управления и связи, не требующую от потребителя специальных знаний и уникальных навыков по управлению беспилотной платформой и обеспечивающую его широкополосным каналом передачи данных и другими необходимыми средствами по взаимодействию с полезной нагрузкой.

Исходя из этой концепции предложена и реализуется система управления и связи семейства унифицированных беспилотных комплексов воздушного наблюдения «Пчелка». Ее ключевые аспекты: максимальная децентрализация, унификация и использование широкодоступных элементов и комплектующих.

Децентрализация относится к рутинным функциям управления – получения данных о пространственном положении авиационной платформы и непосредственном управлении рулевыми поверхностями на основе типового решения на базе недорогого микропроцессора. Условно это – отдельный микропроцессор для решения конкретной функции и центральный вычислитель на основе промышленной управляющей микроЭВМ, обеспечивающий координацию работы сети, взаимодействие с адаптерами беспроводной связи и реализацию канала двухсторонней передачи данных необходимой пропускной способности.

Такое решение длительное время не находило применения для беспилотных летательных аппаратов. Здесь доминировала и продолжает, к сожалению, доминировать интеграция минимально необходимого набора технических средств на одной плате минимального размера. Одним из ярких примеров такого серийного решения является автопилот канадской фирмы Micropilot – MP2028g - функционально полное устройство массой 28 г. Причем адаптер беспроводной линии связи, обеспечивающий только взаимодействие оператора с автопилотом, - отдельное устройство. При этом не предоставляются каналы связи для пользовательской полезной нагрузки, обеспечивается только

минимально возможное управление ею на уровне свободных сервоприводов. В то же время, на рынке оборудования для беспилотной техники появляется настраиваемое, коммерчески доступное (CCOTS – Customizable, Commercial, Off-The-Shelf) оборудование, соответствующее всем последним требованиям FAA/CAA, с неспециализированным быстродействующим последовательным протоколом RS-485 со скоростью передачи от 115200 бод. Это, например, доступные по цене, с высокими техническими качествами компактные сервоприводы серии K-2000 Kearfort Guidance & Navigation Corp.; инерциальный измерительный блок SiIMU01 BAE SYSTEMS plc массой 250 г. Такое решение представляется оптимальным для тактических беспилотных летательных аппаратов.

Основные характеристики системы управления и связи:

- Трехуровневый комплекс управления.
- Принцип архитектуры открытых систем на всех уровнях.
- Интегрированное управление и связь. Спутниковая система навигации с дублирующим инерциальным блоком.
- Система, масштабируемая под конкретный тип авиаплатформы и её задачи.
- Отсутствие специальных решений, использование коммерчески доступных комплектующих.
- Единый высоконадежный и высокопроизводительный канал двунаправленной передачи данных.
- Стандартные протоколы внутри уровней и между ними.
- Передача данных:
 - до 30 Мбит/с на дальностях до 100 км (передача потока данных от оборудования полезной нагрузки (аппаратуры наблюдения, с максимально достижимым для текущих условий связи качеством);
 - до 48 Кбит/с на дальностях 500 км и более при использовании системы RACOMS HF-Data Link Systems.
- Программно-аппаратная реконфигурация. Возможность многократного резервирования датчиков, оконечных устройств, каналов связи и рулевых приводов.
- Бортовая система управления и связи:
 - основа - высоконадежный высокопроизводительный одноплатный компьютер:
 - системные задачи управления;
 - коммуникация с пунктом управления и оборудованием полезной нагрузки;
 - многозадачная операционная система реального времени X-Linux;

- сеть стандартных оконечных устройств на высокопроизводительных микропроцессорах:
 - взаимодействие с ним датчиков и исполнительных органов;
 - обеспечение живучести;
 - модернизация программного обеспечения по сети;
 - операционная система реального времени.

Структурная схема системы управления и связи комплекса показана на рис. 1

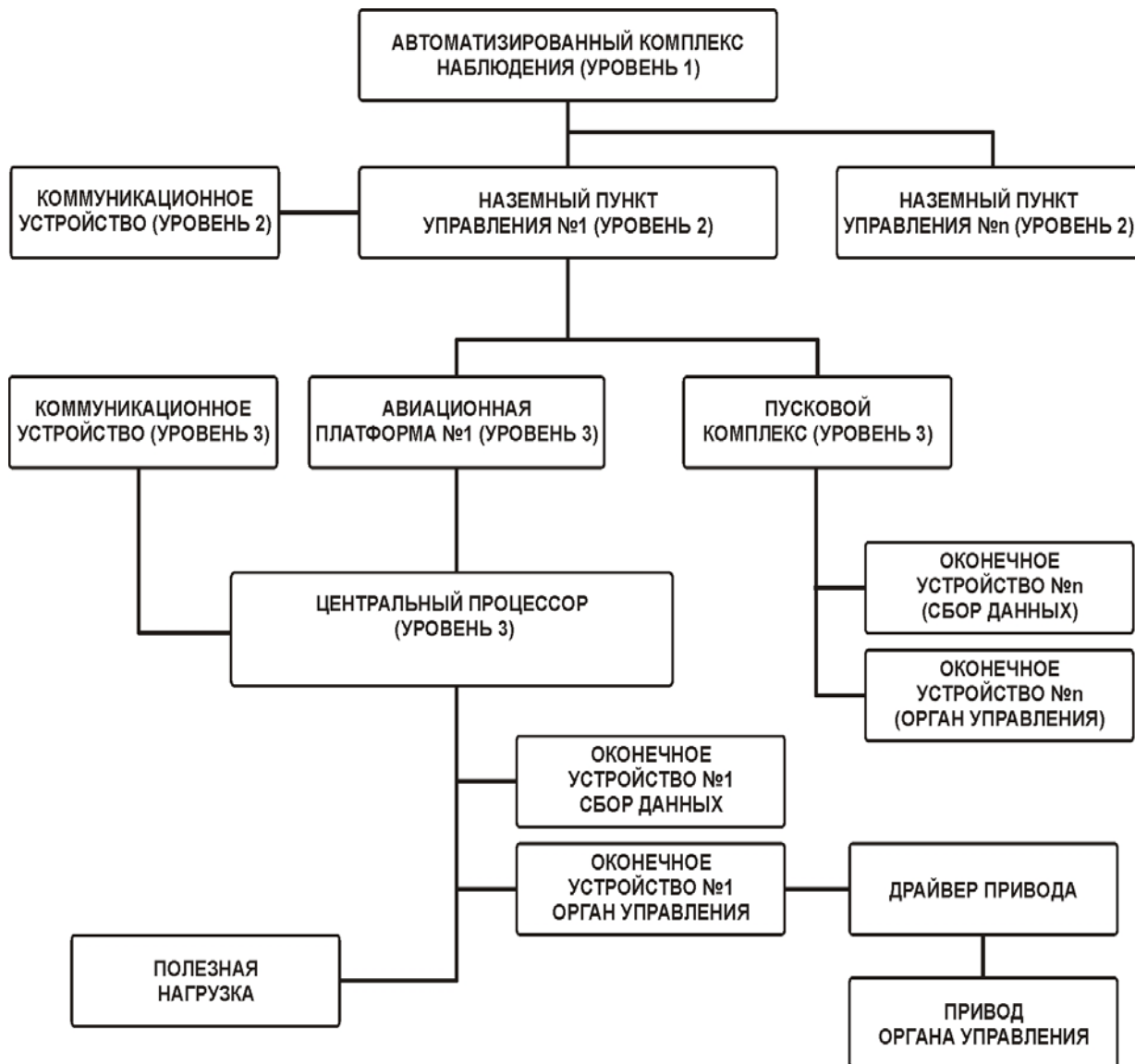


Рис. 1. Структурная схема системы управления и связи комплекса

Структурная схема бортовой системы управления и связи авиационных платформ изображена на рис. 2

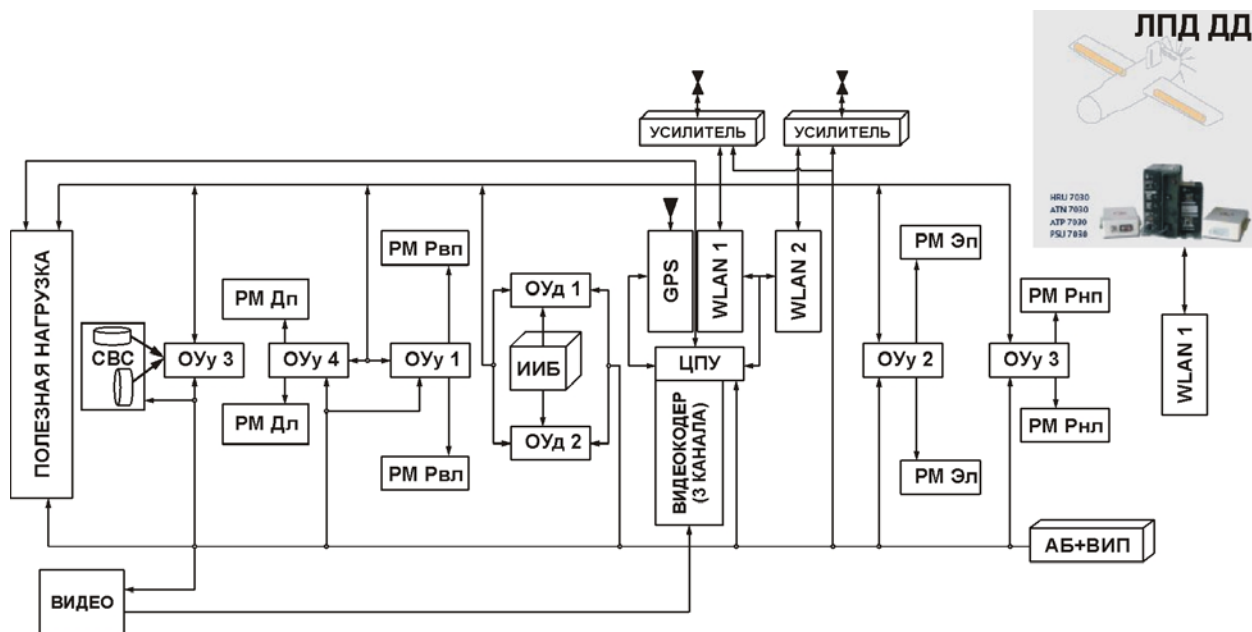


Рис. 2. Структурная схема системы управления и связи авиационных платформ

Построенная на основе изложенных принципов, унифицированная система управления и связи для семейства беспилотных авиационных комплексов «Пчелка» модифицируется по программному обеспечению, составу входных/выходных сигналов, механическим/электрическим интерфейсам. Это позволяет без избыточности удовлетворять необходимые потребности каждого из типов авиационных платформ и потребности пользователя полезной нагрузки, дает возможность развития и модернизации комплекса без специализированного оборудования и повторной разработки системы от нуля.

Список литературы

1. Управляющие вычислительные комплексы / Под ред. Н.Л. Прохорова. – М.: Финансы и статистика, 2003. – 352 с.:
2. Белый В.Д., Максимов В.П. Автоматизированный авиационный комплекс пожарной охраны лесных массивов // Сб. тр. Междунар. научно-техн. конф. «Проектирование и производство самолетов и вертолетов».- Рыбачье, 2003г
3. Боккер П. ISDN. Цифровая сеть с интеграцией служб. Понятия, методы, системы: Пер. с нем. – М.: Радио и связь, 1991. – 304 с.:
4. AF multiprocessor flight control architecture developments: CRMMFCS and beyond. Thompson Daniel B., Bortner Raymond A. "Proc. IEEE Nat. Aerosp. And Electron.Conf., NAECON 1986, Dayton, Ohio, 1986", New York. N.Y., 1986, 376-382.
5. General dynamics convair division totally reconfigurable embedded computer. Markert Lowell, Hedtke Paul, Kusek John. "IEEE AIAA 6th Dig. Avionics Syst. Conf. Proc. Baltimore, MD, 1984", New York. N.Y., 1984, 646-652.

Дефекты формы ячейки сотового заполнителя, возникающие в процессе формообразования сотового пакета, и их регламентация

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Дальнейшее совершенствование конструкций авиационно-космической техники (АКТ) в целях снижения их массы неразрывно связано с применением новых материалов и реализующих их конструктивно-технологических решений (КТР). В числе эффективных КТР все более широкое применение находят трехслойные конструкции с сотовым заполнителем (СЗ), обеспечивающие при существенном снижении массы высокую несущую способность и обладающие рядом других полезных эксплуатационных характеристик [1].

Однако реализация преимуществ сотовых конструкций в значительной степени зависит в первую очередь от технологии производства СЗ, на всех стадиях которого неизбежны отклонения от номинальных параметров, в связи с чем возникла проблема нормирования полей допусков на эти отклонения и дефекты [2].

Методы нормирования ряда дефектов и отклонений от номинальных значений технологических и конструктивных параметров изложены в наших работах [3 - 5]. Настоящая статья посвящена анализу дефектов формы ячейки СЗ, возникающих в процессе формообразования сотового пакета, и их регламентации.

Дефекты формы ячейки являются следствием влияния следующих отклонений от своих номиналов:

- ширины клеевой полосы $a_c \pm \Delta a_c$, равной стороне грани сотовой ячейки;
- шага клеевых полос $t \pm \Delta t = 3(a_c \pm \Delta a_c) \pm \Delta t$;
- межцентрового расстояния между фиксирующими штырями, используемыми для формирования сотового пакета $l_1 \pm \Delta l_1$ (рис.1);
- размера от сборочной вертикальной базовой планки 1 до центра первого фиксирующего штыря $l_0 \pm \Delta l_0$ (рис. 1).

На рис. 1 показана схема сборки сотового пакета в простейшем фиксирующем приспособлении. Вертикальную базовую планку 1 устанавливает и фиксируют на основании сборочного приспособления, в котором имеются фиксирующие листы фольги и базовые штыри (см. ниже).

Предварительно фольгу нарезают на заготовки требуемой длины в специальной оснастке. Заготовки разделяют на две равные части (пакеты). Каждый пакет устанавливают в сборочную оснастку, торцуют по вертикальной базовой планке и фиксируют. На зафиксированный пакет устанавливают плоский шаблон с отверстиями под фиксирующие базовые штыри.

Для предварительного сверления отверстий в пакетах используют два шаблона. Отверстия в первом шаблоне просверлены на расстоянии $(l_0 + l_1)$ от левой базовой грани шаблона 1. Отверстия во втором шаблоне просверлены на расстоянии l_1 от левой стороны шаблона. Расстояние l_0 выбирают произвольно, но кратным $1,5a_c$. Размер l_1 равен $l_1 = 1,5a_c$. Таким образом,

$l_0 + l_1 = A \cdot 1,5a_c + 1,5a_c = 1,5a_c(1 + A)$, где A - целое число. Каждый из пакетов сверлят в фиксирующем приспособлении по своему шаблону.

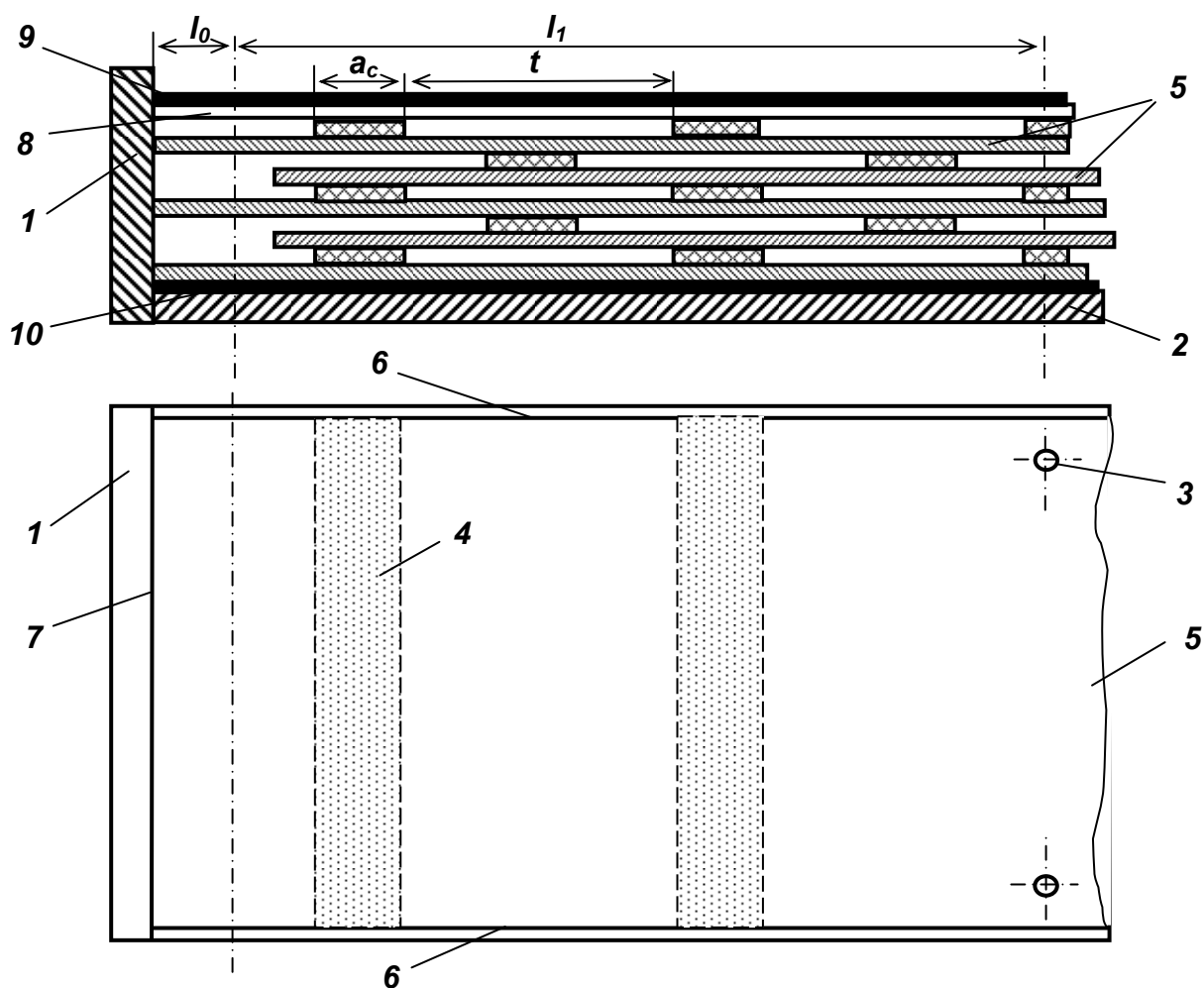


Рис. 1. Схема сборки сотопакета в фиксирующем приспособлении:
 1 – вертикальная базовая планка; 2 – основание сборочного приспособления;
 3 – фиксирующие базовые штыри; 4 – клеевые полосы; 5 – листы фольги; 6 – небазовые границы листов фольги; 7 – торец базовой границы листов фольги (вдоль рулона); 8 – верхний (закрывающий) лист фольги без клеевых полос; 9, 10 – верхние и нижние обкладные листы

В сборочном приспособлении (рис. 1) устанавливают четыре штыря 3. После этого производят набор сотопакета путем последовательной установки (фиксации отверстий штырями 3) листов фольги с отверстиями из первого и второго пакетов. Верхний лист обезжиренной фольги не имеет клеевых полос. Под нижней и на верхней поверхностях сотопакета подложены обкладные листы 9 и 10 (стеклоткань Э-3-100, вакуумная термостойкая резина толщиной 1 мм, полимерная бумага).

Приступим к анализу возможных (вероятных) размеров дефектов (отклонений от номиналов), перечисленных выше для обоснования их полей допусков. Та-

кие исследования проводили в работе [6], однако они не были доведены до обоснованного назначения полей допусков.

Допуск на ширину клеевой полосы $\pm \Delta a_c$ обеспечивается технологическими возможностями формирования ширины выступов и впадин клеенаносящего цилиндра в случае наиболее эффективного способа глубокой печати (рис. 2). Этот допуск составляет $\pm \Delta a_c = 0,1a_c$ [6]. Так как практически СЗ изготавливают со стороны грани $a_c \geq 2,5$ мм, то $\Delta a_c \geq 0,25$ мм. Влиянием изменения a_c за счет расширения клеевой пленки, связанного с давлением прижатия клеенаносящего цилиндра и высокой смачиваемостью обезжиренной фольги (растеканием клея), можно пренебречь, так как оно составит третий знак после запятой в Δa_c .

В работе [6] отмечено различие предельных значений Δa_c у разных авторов. Так, в [7] $\Delta a_c = \pm 0,05$ мм, в [8] $\Delta a_c = \pm 0,1$ мм независимо от a_c , что можно обосновать возможностями изготовления клеенаносящего устройства, принимаемыми равными для всех размеров a_c . Последний аргумент представляется вполне оправданным.

Допуск на шаг клеевой полосы Δt также рекомендуется различным: в [7] $\Delta t = \pm 0,05$ мм, в [8] $\Delta t = \pm 0,2$ мм.

Однако допуск Δa_c уже влияет на t :

$$t \pm \Delta t = 3(a_c \pm \Delta a_c) \pm \Delta t_n = 3a_c \pm 0,3 \pm \Delta t_n, \quad (1)$$

где Δt - полный допуск на шаг клеевых полос, учитывающий все виды погрешностей; Δt_n - независимая от Δa_c составляющая Δt , связанная с техническими возможностями изготовления клеенаносящего устройства Δt_{n1} и с самими операциями формирования сотового пакета Δt_{n2} :

$$\Delta t_n = \Delta t_{n1} + \Delta t_{n2}. \quad (2)$$

Принимая Δt_{n1} равным Δa_c вследствие равных технологических возможностей обеспечения точности размеров a_c и t , получим допуск $\Delta t_{n1} = \pm 0,1$ мм для ячеек СЗ малых размеров на стадии нанесения клеевых полос.

В процессе формирования сотового пакета возникают дополнительные погрешности, связанные с ΔI_0 и ΔI_1 , т.е. интегральными погрешностями, включающими в себя операции изготовления шаблона $\Delta_{ш}$, сверления сборочных отверстий по двум шаблонам в заготовках и по шаблону в основании сборочного приспособления Δ_{co} , а также погрешности диаметров фиксирующих штырей $\Delta_{фш}$.

Тогда

$$\Delta t_{n2} = \Delta_{ш} + \Delta_{co} + \Delta_{фш}. \quad (3)$$

Принимая в соответствии с рекомендациями [9] для аналогичных технологических операций самолетостроительного производства $\Delta_{\omega} = \pm 0,05$ мм, $\Delta_{co} = \pm 0,3$ мм, $\Delta_{\phi\omega} = \pm 0,02$ мм, получаем $\Delta t_{H2} = \pm 0,37$ мм. С учетом изложенного выше $\Delta t = \pm(0,3+0,1+0,37)=\pm 0,77$ мм.

Наличие Δt вызывает искажение правильной формы шестигранной ячейки СЗ, предопределяемой операцией формирования сотопакета и проявляющейся на последней стадии его растяжки (рис. 2).

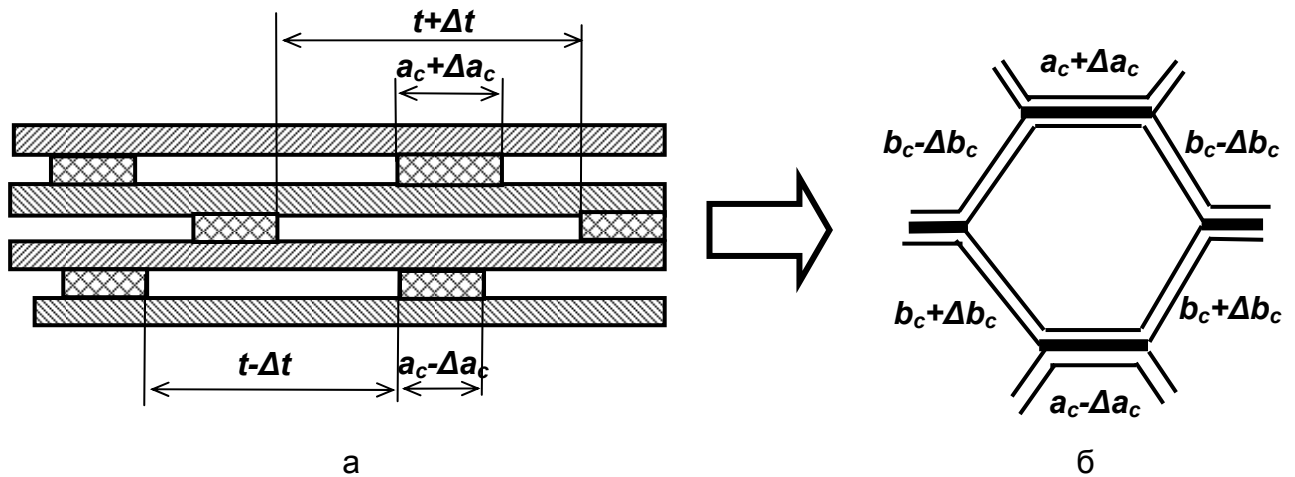


Рис. 2. Схема возможного искажения формы ячейки вследствие наличия отклонений Δt и Δa_c : а – операция формирования сотопакета; б – операция растяжки сотопакета

Для среднестатистической ячейки неправильной формы ($b_c \pm \Delta b_c$) можно записать (рис. 2):

$$2(b_c \pm \Delta b_c) = (t \pm \Delta t) - (a_c \pm \Delta a_c), \quad (4)$$

где b_c , a_c - номинальные параметры граней СЗ; $t = 3a_c$ - номинальный шаг.

Так как $b_c = a_c$, то из (4) следует

$$\pm \Delta b_c = \frac{\pm \Delta t \mp \Delta a_c}{2}. \quad (5)$$

При обоснованных выше полях допусков $\Delta t = 0,77$ мм и $\Delta a_c = 0,1$ мм получим $\Delta b_c = \pm 0,34$ мм.

Необходимо отметить, что изложенный выше анализ ориентирован на высокий уровень технологии производства СЗ для изделий АКТ.

Вследствие зависимости размеров a_c и b_c , которая вытекает из принятой гипотезы неизменности полупериметра ячейки, зависимыми являются и допуски Δa_c и Δb_c , т.е. из четырех предельных вариантов их сочетаний: Δa_c , Δb_c ; Δa_c , $-\Delta b_c$; $-\Delta a_c$, Δb_c ; $-\Delta a_c$, $-\Delta b_c$ реализуемы только два последних. Поэтому для анализа их относительного влияния на физико-механические характеристики (ФМХ) СЗ необходимо рассмотреть эти два варианта на основе отношений ФМХ СЗ, определяемых формулами [10]:

$$\bar{E}_{-z1} = \frac{E_{-z}(\Delta a_c, -\Delta b_c)}{E_{-z}^H} = \frac{0,75a_c(2a_c + \Delta a_c - \Delta b_c)}{[1,5a_c + (\Delta a_c - 0,5\Delta b_c)](a_c - \Delta b_c)}; \quad (6)$$

$$\bar{G}_{xz1} = \frac{G_{xz}(\Delta a_c, -\Delta b_c)}{G_{xz}^H} = \frac{1,33a_c[1,5a_c + (\Delta a_c - 0,5\Delta b_c)]}{(2a_c + \Delta a_c - \Delta b_c)(a_c + \Delta a_c)}; \quad (7)$$

$$\bar{G}_{yz1} = \frac{G_{yz}(\Delta a_c, -\Delta b_c)}{G_{yz}^H} = \frac{1,5a_c(2a_c - \Delta b_c)}{[1,5a_c + (\Delta a_c - 0,5\Delta b_c)](a_c + \Delta a_c)}; \quad (8)$$

$$\bar{\sigma}_{-ez1} = \frac{\sigma_{-ez}(\Delta a_c, -\Delta b_c)}{\sigma_{-ez}^H} = \frac{1,5a_c^2}{(a_c - \Delta b_c)[1,5a_c + (\Delta a_c - 0,5\Delta b_c)]}; \quad (9)$$

$$\bar{\tau}_{xz1} = \frac{\tau_{xz}(\Delta a_c, -\Delta b_c)}{\tau_{xz}^H} = \frac{0,9a_c[0,5(a_c - \Delta b_c) + 1,15(a_c + \Delta a_c)]}{[(a_c + \Delta a_c) + 0,5(a_c - \Delta b_c)](a_c - \Delta b_c)}; \quad (10)$$

$$\bar{\tau}_{yz1} = \frac{\tau_{yz}(\Delta a_c, -\Delta b_c)}{\tau_{yz}^H} = \frac{1,5a_c}{[(a_c + \Delta a_c) + 0,5(a_c - \Delta b_c)]}; \quad (11)$$

$$\bar{E}_{-z2} = \frac{0,75a_c(2a_c - \Delta a_c + \Delta b_c)}{[1,5a_c + (0,5\Delta b_c - \Delta a_c)](a_c + \Delta b_c)}; \quad (12)$$

$$\bar{G}_{xz2} = \frac{1,33a_c[1,5a_c + (0,5\Delta b_c - \Delta a_c)]}{(2a_c - \Delta a_c + \Delta b_c)(a_c - \Delta a_c)}; \quad (13)$$

$$\bar{G}_{yz2} = \frac{1,5a_c(2a_c + \Delta b_c)}{[1,5a_c + (0,5\Delta b_c - \Delta a_c)](a_c - \Delta a_c)}; \quad (14)$$

$$\bar{\sigma}_{-ez2} = \frac{1,5a_c^2}{(a_c + \Delta b_c)[1,5a_c + (0,5\Delta b_c - \Delta a_c)]}; \quad (15)$$

$$\bar{\tau}_{xz2} = \frac{0,9a_c [0,5(a_c + \Delta b_c) + 1,15(a_c - \Delta a_c)]}{[(a_c - \Delta a_c) + 0,5(a_c + \Delta b_c)](a_c + \Delta b_c)}; \quad (16)$$

$$\bar{\tau}_{yz2} = \frac{1,5a_c}{[(a_c - \Delta a_c) + 0,5(a_c + \Delta b_c)]}. \quad (17)$$

В формулах (6) – (17) учтено, что номинальные значения $a_c = b_c$, исключены параметры, входящие как в числитель, так и в знаменатель, а также принято, что угол раскрытия ячейки СЗ β не имеет приращения $\Delta\beta$. Как видно, ФМХ с индексом 1 (6) – (11) реализуют влияние $+\Delta a_c$ и $-\Delta b_c$, а с индексом 2 - (12) – (17) $+\Delta b_c$ и $-\Delta a_c$. Результаты расчета по этим формулам сведены в таблицу.

Из таблицы видно, что во всем рабочем диапазоне ячеек СЗ ($2,5 \leq a_c \leq 10$ мм) при положительном Δa_c и отрицательном Δb_c все ФМХ СЗ или растут, или практически остаются без изменения.

При отрицательном допуске Δa_c и положительном Δb_c имеют место допустимое значение снижения τ_{xz} и τ_{yz} и несколько завышенное уменьшение параметров E_{-z} (9% при $a_c = 2,5$ мм, снижающемся до 2% при $a_c = 10$ мм) и σ_{-ez} (14% при $a_c = 2,5$ мм и 4% при $a_c = 10$ мм).

Влияние допусков $\pm \Delta a_c$ и $\pm \Delta b_c$ на ФМХ СЗ

a_c , мм	$\Delta a_c = +0,1$ мм; $\Delta b_c = -0,34$ мм						$\Delta a_c = -0,1$ мм; $\Delta b_c = +0,34$ мм					
	\bar{E}_{-z1}	\bar{G}_{xz1}	\bar{G}_{yz1}	$\bar{\sigma}_{-ez1}$	$\bar{\tau}_{xz1}$	$\bar{\tau}_{yz1}$	\bar{E}_{-z2}	\bar{G}_{xz2}	\bar{G}_{yz2}	$\bar{\sigma}_{-ez2}$	$\bar{\tau}_{xz2}$	$\bar{\tau}_{yz2}$
2,5	1,12	0,99	1,83	1,18	1,15	1,02	0,91	1,01	1,46	0,86	0,95	0,98
10	1,03	0,98	1,95	1,04	1,03	1,00	0,98	1,00	2,04	0,96	0,96	0,99

Таким образом, обоснованные выше поля допусков на дефекты формы ячейки, возникающие в процессе формирования сотопакета, с учетом погрешностей операций нанесения клеевых полос практически обеспечивают регламентированные ФМХ СЗ.

Список литературы

1. Сливинский В.И., Ткаченко Г.В., Колоскова А.Н. Объективные предпосылки эффективного применения сотовых конструкций // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ». 2001. - Вып. 25(2). - С. 109-115.
2. Гайдачук В.Е., Мельников С.М. О проблеме допусков в технологической механике сотовых заполнителей и конструкций // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2004. - Вып. 39(4). - С. 35-48.
3. Мельников С.М. Дефекты, возникающие в процессе обезжиривания фольги при изготовлении сотового заполнителя // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2005. - Вып. 43(4). - С. 96-102.
4. Мельников С.М. Взаимосвязь полей допусков на прочность клея при неравномерном отрыве и его нанос на фольгу в производстве сотовых заполнителей // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2006. - Вып. 44(1). - С. 114-119.
5. Кириченко В.В., Мельников С.М. Факторы, определяющие технологическую погибь граней ячеек сотового заполнителя из металлической фольги и возможности ее нормирования // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2006. - Вып. 45(2). - С. 62-70.
6. Колоскова А.Н. Определение предельно допустимых отклонений изготовления сотового заполнителя // Космічна наука і технологія. – Додаток, 2004. – 10. - №1. – С. 83-86.
7. Ендогур А.И., Вайнберг М.В., Иерусалимский К.М. Сотовые конструкции. Выбор параметров и проектирование. - М.: Машиностроение, 1986. – 200 с.
8. Панин В.Ф. Конструкции с сотовым заполнителем. - М.: Машиностроение, 1982. – 152 с.
9. Зернов И.А., Коноров Л.А. Теоретические основы технологии и процессы изготовления деталей самолетов. - М.: ГНТИ Оборонгиз, 1960. – 631 с.
10. Мельников С.М. Анализ влияния дефектов металлической фольги в состоянии поставки на физико-механические характеристики сотового заполнителя // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Х.: НАКУ «ХАИ», 2006. - Вып. 3(46).

Создание штамповой оснастки в машиноориентированном производстве лопаток

Государственное предприятие «Институт машин и систем», г. Харьков

В настоящее время в производстве лопаток из коррозионно-стойких и жаропрочных сталей, а также титановых сплавов используются методы пластической деформации: *высокоскоростное выдавливание, точная изотермическая штамповка, холодное вальцевание*. Основной задачей этих методов является придание заготовке требуемой формы с одновременным улучшением структуры и механических свойств металла. Чем совершеннее процесс обработки давлением, тем меньше отходов металла. [1, 2, 3].

Предприятия освоили технологии получения лопаток компрессора методами пластического деформирования, однако использование этих технологий зависит от наличия штамповой оснастки, создание которой определяет срок всей технологической подготовки производства. Поэтому повышение точности, и сокращение трудоемкости изготовления оснастки является актуальной проблемой.

Зарождение машиноориентированного производства, базирующегося на использовании компьютеров при обработке информационных потоков предприятия и программно-управляемого оборудования при формообразовании и контроле деталей, обеспечило предпосылки для комплексной автоматизации процесса создания оснастки для точной объемной штамповки лопаток. В работах [4– 8] рассмотрено решение некоторых задач этой проблемы.

Целью данной работы является систематизация накопленного опыта и совершенствование технологии создания штамповой оснастки для сокращения сроков и повышения качества производства лопаток турбомашин.

Изготовление лопаток пластическим деформированием

При объемной штамповке формообразование поковки происходит в полостях штампа, называемых штамповочными ручьями. Имеется два вида ручьев – открытый и закрытый. Соответственно штампы бывают открытыми и закрытыми.

У закрытых штампов (рис. 1.2) небольшой зазор (0,05...0,07 мм) между матрицей и пуансоном в процессе работы остается постоянным. Образование облоя при штамповке в закрытых ручьях не предусмотрено. Поэтому такую штамповку называют безотходной. При штамповке в открытых ручьях (рис. 1.1), наоборот предусматривается избыточный объем заготовки, который образует облой, вытекающий в специально предусмотренный для него зазор (0,5...1,5 мм). Роль облоя двойственна. С одной стороны – это отход металла. С другой стороны по мере смыкания штампа облой создает подпор, необходимый для течения металла в трудно заполняемые части ручья. Чем сложнее поковка, тем выше вероятность опережающего выхода металла к разьему и предпочтительнее использование открытых штампов. Предпочтение открытым ручьям отдается также при серийном производстве, когда необходима высокая стойкость штампов и производительность на всех технологических переходах.

Прогрессивный техпроцесс формообразования лопаток компрессора методами пластического деформирования выглядит следующим образом:

- получение предварительной заготовки из прутка (фасонирование);
- точная изотермическая штамповка в ковочном открытом штампе;
- обсечка обля в обрезном штампе (рис. 2);
- горячая калибровка заготовки в открытом калибровочном штампе;
- термообработка и удаление поверхностного дефектного слоя;
- холодное вальцевание (несколько переходов с обсечкой обля);
- финишное упрочнение поверхностным пластическим деформированием.

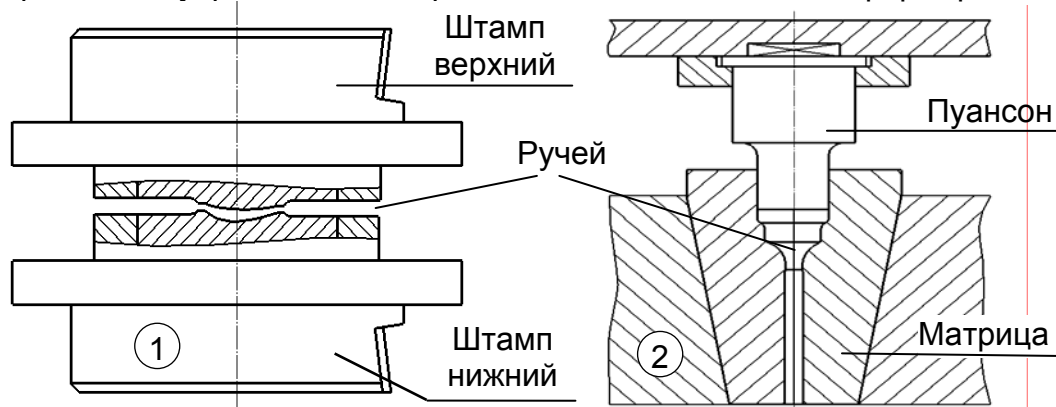


Рис. 1. Эскизы элементов штампов для объемной штамповки лопаток: 1 – открытый калибровочный; 2 – закрытый для прямого выдавливания.

Получение предварительной заготовки необходимо для перераспределения объема металла исходной заготовки между хвостовиком и пером, увеличения коэффициента использования материала и сокращения количества переходов при точной штамповке. Методы фасонирования – высадка на горизонтально-ковочных машинах, электровысадка, периодическая прокатка, экструдирование.

Первые два метода обеспечивают получение заготовки в виде тела вращения, площадь окружности каждого поперечного сечения которого соответствует площади сечения заготовки лопатки. При этом электровысадка осуществляется одновременно с нагревом только деформируемой части заготовки.

При периодической прокатке плоской полосы между профилированными валками получается полоса с несколькими заготовками (10...20 шт.).

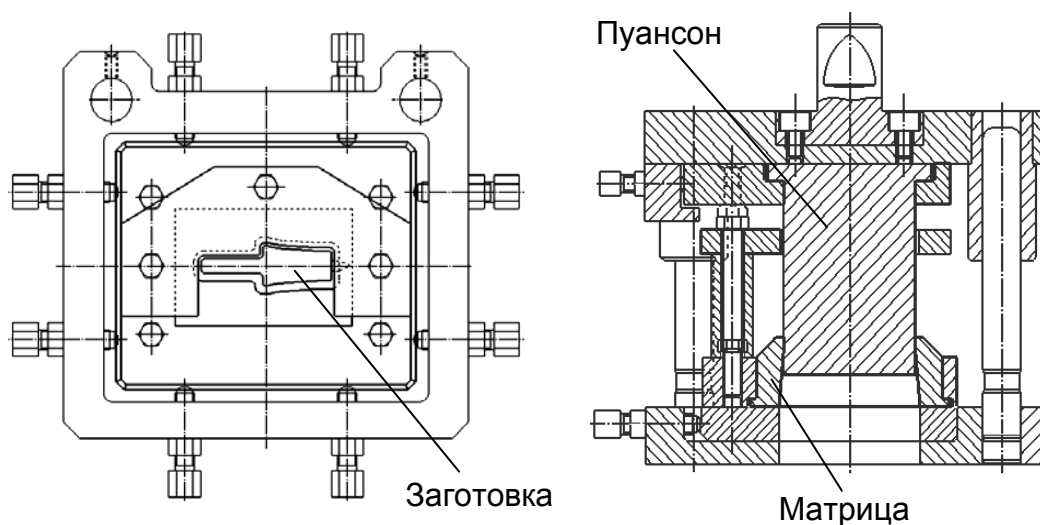


Рис. 2. Эскиз обрезного штампа для обсечки обля поковки

Экструдирование (высокоскоростное выдавливание) осуществляется под действием пуансона, движущегося со скоростью до 40 м/сек. (в обычном оборудовании скорость от 0.1 до 6 м/сек.). Высокие скорости деформирования улучшают условия течения металла и способствуют полному заполнению ручья штампа. Экструдирование осуществляется в закрытом штампе, позволяющем сократить трудоемкость изготовления лопаток, однако для создания такого штампа требуется более точный расчет при дозировании металла исходной заготовки.

Точная штамповка обеспечивает минимальные припуски для финишной обработки пера лопаток и качественную структуру материала, а суть *изотермической штамповки* – в поддержании постоянной температуры заготовки, штампа и окружающего их пространства на протяжении всего цикла деформирования [3].

Особенности проектирования и изготовления штампов

Наибольшую сложность при проектировании и трудоемкость при изготовлении представляют ручки открытых штампов – ковочного, калибровочного и рихтовочного (рис. 3). Это обусловлено: во-первых, необходимостью синтеза новых сложнофасонных поверхностей, обеспечивающих получение линии разъема и облоя заданной толщины (с учетом величины напуска и раскрытия лопатки), а во-вторых, маленьким значением припуска (0.05...0.15 мм) и высокими требованиями к точности штампуемой заготовки под холодное вальцевание.

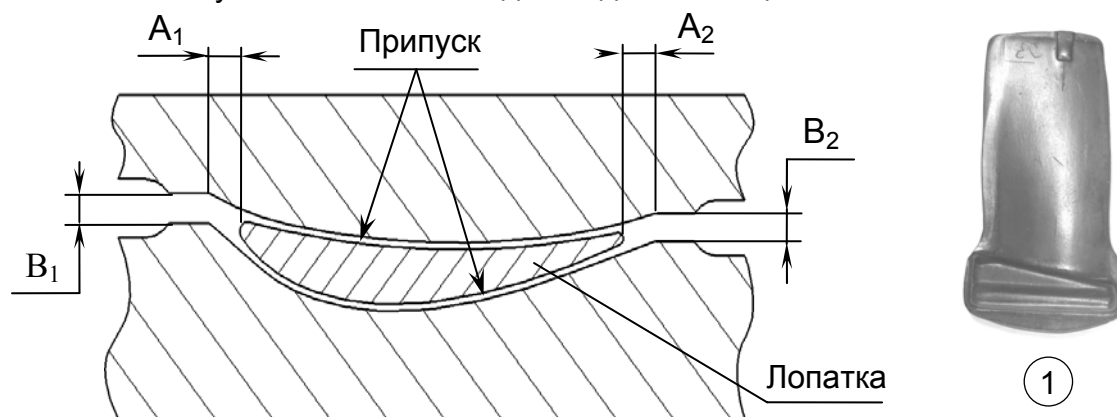


Рис. 3. Схема сечения ручья открытого штампа для штамповки лопаток:
 A_1 , A_2 – напуск по входной и выходной кромкам; B_1 , B_2 – раскрытие;
 1 – фото поковки лопатки компрессора, полученной точной штамповкой.

Так как на штампы действуют значительные динамические нагрузки и высокие температуры, то они должны иметь жесткую конструкцию и плавную поверхность ручья без концентраторов напряжений.

По этой причине мелкие элементы конструкции замка и полки лопатки в поковке закрываются, а конструктору оснастки приходится создавать поверхность ручья штампа, которая классифицируется как *сложнофасонная* (рис. 4.1 и 5.1).

Фактором, повышающим трудоемкость проектирования открытых штампов, является также несовпадение рациональных линий разъема на пера и на замке лопатки, которое приводит к необходимости создавать сложные переходные поверхности от пера к замку и к бандажной полке (рис. 4.2).

Сложнофасонную поверхность невозможно представить языком начертательной геометрии. Поэтому в чертеже штампа формообразующие поверхности традиционно задаются каркасом линий, по сечениям поверхности ручья множест-

вом взаимно-перпендикулярных плоскостей. Несмотря на неполное задание информации о поверхности, чертеж формообразующей детали штампа довольно громоздок, а его создание требует большого количества расчетов и времени даже при использовании компьютерных средств машинной графики (рис. 5.3).

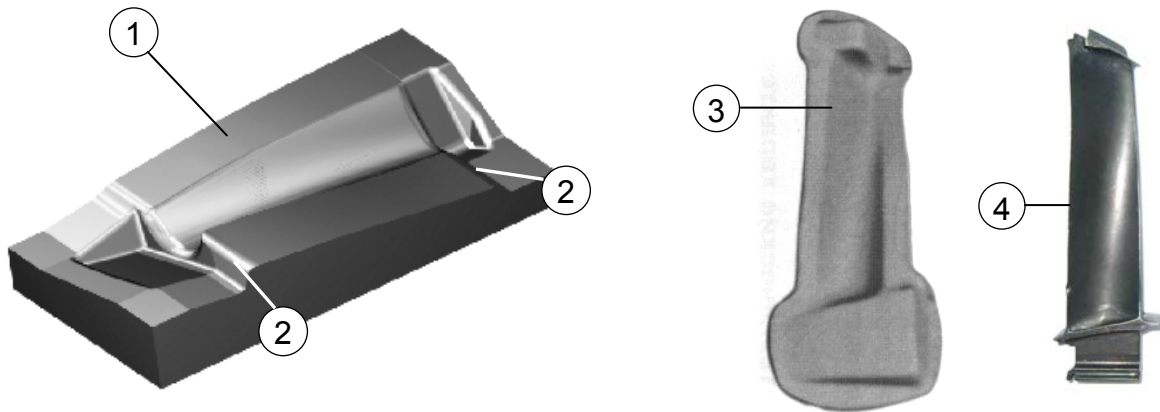


Рис. 4. Объемная штамповка лопатки турбины:
1 – аналитический эталон Формообразующей вставки ковочного штампа;
2 – переходные поверхности; 3 – фото поковки; 4 – фото готовой лопатки.

Изготовление поверхности ручья штампа в человекоориентированном производстве осуществлялось квалифицированным слесарем инструментальщиком при помощи плоских металлических шаблонов, профиль которых соответствовал заданным в чертеже штампа линиям. Слесарь, вручную убирая материал, постепенно подгонял поверхность ручья штампа в каждом сечении по соответствующему этому сечению шаблону. Между заданными сечениями материал убирался исходя из субъективных соображений слесаря о плавности поверхности. Известным аналогом такого метода изготовления сложнофасонных поверхностей в самолетостроении и судостроении является *плазово-шаблонный метод*.

Очевидно, что конструкторская документация в форме чертежа с дискретным заданием каркаса профилей поверхности ручья, находилась в непротиворечивом состоянии с плазово-шаблонным методом изготовления штампа.

Компьютерная технология создания штамповой оснастки

В настоящее время плазово-шаблонный метод остался в прошлом, а для изготовления деталей штамповой оснастки из труднообрабатываемых конструкционных и инструментальных сталей применяется технологический процесс *объемной электроэрозионной обработки*, которая обеспечивает направленное разрушение токопроводящих материалов в результате теплового воздействия импульсных электрических разрядов, возникающих в *эрозионном промежутке* между деталью и электродом.

Электроды фрезеруются на станках с ЧПУ из меди или материала, полученного спеканием порошков меди, титана и графита. Для создания эрозионного промежутка рабочая поверхность электрода должна отличаться от поверхности ручья штампа. Приблизительно можно считать, что поверхность электрода *эквидистантна* поверхности ручья на величину эрозионного промежутка (~ 0.2 мм).

Для расчета эквидистанты, прежде всего, необходима математическая модель поверхности ручья. По чертежу штампа с каркасом линий, невозможно по-

строить математическую модель этой поверхности без конструктора штампа и информации о лопатке. С другой стороны, математическую модель ручки можно создать и без чертежа штампа при наличии математической модели лопатки.

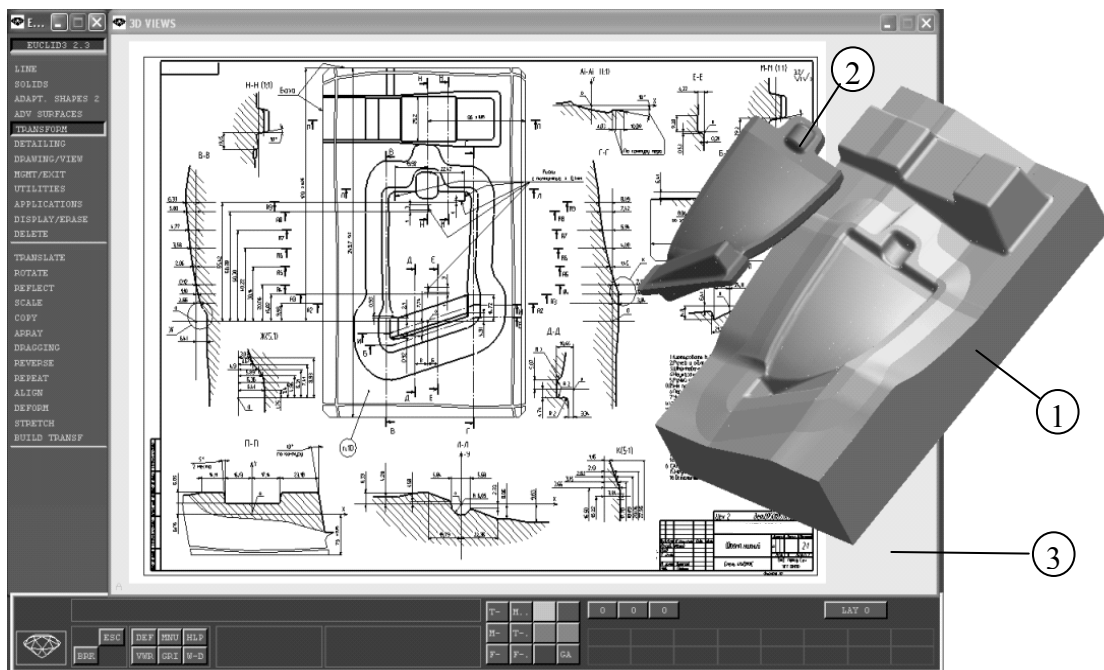


Рис. 5. Точная объемная штамповка лопатки компрессора: 1 – аналитический эталон формообразующей вставки ковочного штампа; 2 – аналитический эталон поковки; 3 – чертеж формообразующей вставки ковочного штампа.

Аналогично технологю-программисту инструментального производства при расчете управляющих программ фрезерования электродов на станках с ЧПУ, важнее иметь созданную и утвержденную конструктором оснастки корректную математическую модель электрода, чем самый подробный его чертеж.

Таким образом, в существующем компьютеризованном производстве содержится противоречие, заключающееся в том, что подробные рабочие чертежи штампов оказываются либо невостребованными (в случае наличия в составе конструкторской документации математической модели), либо непригодными для разработки управляющих программ (в случае её отсутствия).

Так как создание лишнего указанных недостатков чертежа штампа не представляется возможным, то можно утверждать, что *фактором, способствующим снижению трудоемкости проектирования и изготовления штамповой оснастки, является наличие в составе конструкторской документации любого уровня трехмерных геометрических моделей сложнофасонных деталей.*

Устранить противоречие и решить поставленную задачу сокращения трудоемкости, срока и себестоимости создания штамповой оснастки можно при помощи *метода аналитических эталонов* представленного в работе [7].

Суть метода заключается в том, что единственным носителем и источником информации о геометрии любой детали в машиноориентированном производстве становится аналитический эталон (анэт), а не рабочий чертеж. Рабочий чертеж исключается из документооборота и заменяется документом, юридически удостоверяющим передачу детали в производство и содержащим только информацию, отсутствующую в аналитическом эталоне (технические требования, допуски и по-

садки, шероховатость, подписи разработчиков и т.п.). При высоком уровне компьютеризации производства такой документ может состоять из одного листа.

Процесс технологической подготовки производства лопаток из деформируемых сплавов методом аналитических эталонов заключается в последовательном преобразовании анэта лопатки в анэты заготовок, получаемых после каждой технологической операции пластического деформирования по цепочке: *лопатка – холодное вальцевание – обсечка облоя – горячая калибровка – обсечка облоя – изотермическая штамповка – фасонирование – пруток или полоса*.

Анэты заготовок на каждом этапе преобразуются в анэты формообразующей оснастки и управляющие программы для изготовления и контроля оснастки на оборудовании с ЧПУ по цепочке: *заготовка – ручей штампа – электрод – программа фрезерования электрода – программа контроля электрода и штампа*.

Преобразования осуществляются в системе CAD/CAM/CAE высокого уровня без разработки рабочих чертежей заготовок и штампов. При этом желательно использовать принцип параллельного выполнения этапов (concurrent engineering) в локальной компьютерной сети предприятия с записью аттестованных результатов проектирования в базу данных конструкторско-технологической документации.

Учитывая сложность, серийность и формализуемость процесса построения геометрии ручья открытого штампа (рис. 3), эту работу целесообразно выполнять при помощи *специализированного программного обеспечения*, обеспечивающего более высокий уровень автоматизации геометрического моделирования по сравнению с интерактивными средствами системы CAD/CAM/CAE.

Для этой цели разработана подсистема проектирования оснастки, входящая в состав комплексной САПР/АСТПП «Лопатка» [8].

В подсистеме «Оснастка» в автоматическом режиме решаются задачи проектирования ручья штампа, а именно: технологическое раскрытие пера лопатки; расчеты эквидистантного и пропорционального припуска, температурной усадки, средней линии профиля пера и др. (рис. 6). При этом важно, что решение различных задач преобразования профиля можно осуществлять в любом порядке.

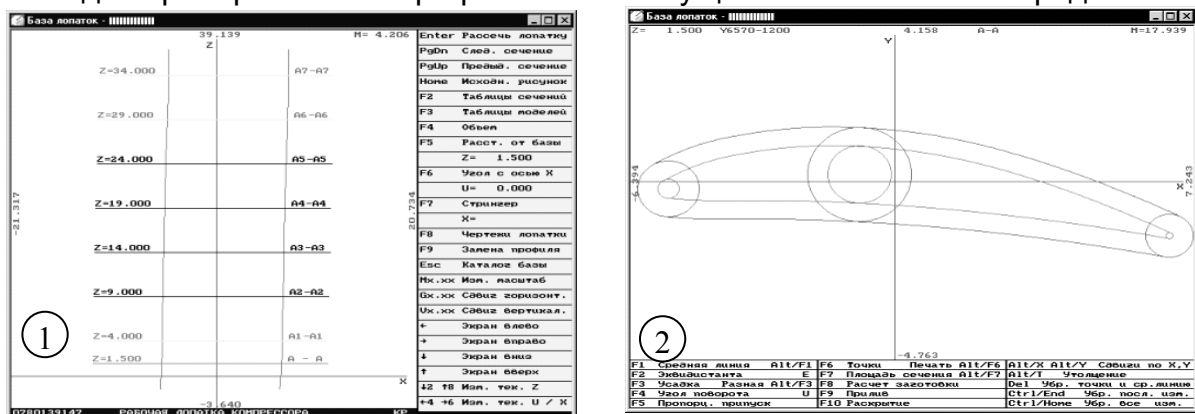


Рис. 6. Пример работы подсистемы «Оснастка»: 1 – расчет профиля лопатки в произвольном сечении; 2 – проектирование ручья штампа в заданном сечении

Технология проектирования ручья штампов выглядит следующим образом:

- Конструктор оснастки, получив заказ на проектирование штампа, вызывает анэт лопатки из базы данных в подсистему «Оснастка», где автоматически создается рабочая геометрическая модель пера лопатки, позволяющая упростить процесс расчета профильной части штамповой оснастки [9].

- Указывая в произвольном порядке технологические параметры: равномерный или пропорциональный припуск, параметры раскрытия, коэффициент температурной усадки и т.п., конструктор задает схему преобразования геометрической модели лопатки в модель оснастки. После этого автоматически происходит расчет профильной части заготовки и штампа.
- Рассчитанные данные о геометрии заготовки по сети ЭВМ экспортируются в систему CAD/CAM/CAE, где в интерактивном режиме к модели пера дотраиваются геометрические модели замка и бандажной полки заготовки.
- В системе CAD/CAM/CAE создаются компьютерные модели деталей штампов, которые используются для проектирования электродов и расчета управляющих программ изготовления оснастки на станках с ЧПУ.
- Результаты проектирования на каждом этапе после утверждения записываются в базу данных системы «Лопатка».

Практическое использование

Примеры комплексного использования представленной компьютерной технологии создания штамповой оснастки содержатся в работах [8, 10].

Технология создания штамповой оснастки для производства лопаток в ОАО «Мотор-Сич», в основном соответствует технологии подготовки производства по методу аналитических эталонов, а именно:

- изготовление формообразующих поверхностей штампов осуществляется на электроэрозионных программно-управляемых станках «ROBOFORM»;
- медные электроды фрезеруются на высокоточных станках с ЧПУ «MIKRON» по программам, разработанным в системе CAD/CAM/CAE «Euclid» на основании аналитического эталона, разработанного конструктором штампа;
- поковки лопаток, а также различные штампы, проектируются в системах CAD/CAM/CAE «Unigraphics» или «Euclid» (рис. 5, 7, 8). Чертежи оснастки выпускаются на основании анэта. В технических требованиях чертежей делается запись о наличии в составе документации на оснастку анэта. Расчет ручьев штампов осуществляется в специализированной САПР/АСТПП «Лопатка»;
- аналитические эталоны новых лопаток передаются на завод вместе с чертежами на лопатки. Информация о существовании анэта содержится в технических требованиях чертежа;
- обмен данными между различными подсистемами комплексной автоматизированной системы происходит по общезаводской компьютерной сети.

Об эффективности этой технологии свидетельствует тот факт, что трудоемкость изготовления каждого штампа по сравнению с существовавшей ранее, также частично автоматизированной технологией, сократилась более чем в два раза, а годовой экономический эффект при изготовлении 50 комплектов штампов превысил стоимость покупки программного обеспечения CAD/CAM/CAE системы. Положительный эффект получен за счет исключения из применяемого техпроцесса оснастки второго порядка, сокращения объема слесарных доводочных операций; увеличения стабильности и повторяемости размеров при изготовлении дублеров штампов; совмещения во времени различных этапов проекта.

Однако предприятие оказалось в противоречивой ситуации переходного периода к машиноориентированному способу производства. С одной стороны, производство лопаток *уже не может работать* без аналитических эталонов, а с другой стороны *еще не может обойтись* без полноразмерных рабочих чертежей.

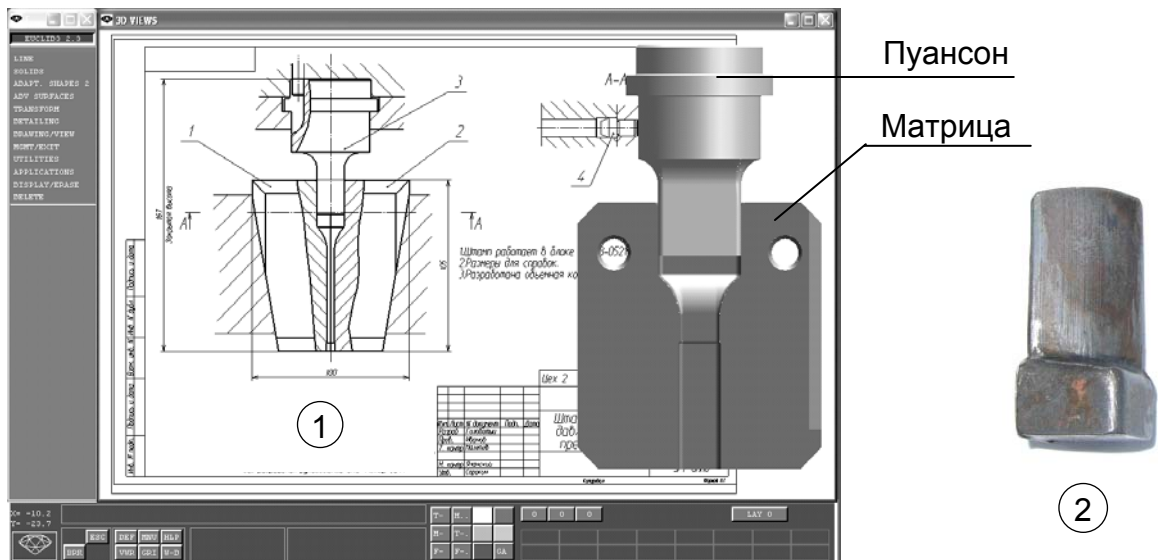


Рис. 7. Экструдирование: 1 – аналитические эталоны формообразующих деталей и чертеж штампа для выдавливания; 2 – фото заготовки лопатки компрессора, полученной высокоскоростным выдавливанием.

Трудоемкость такой организации подготовки производства ложится на *конструкторов* лопаток и технологической оснастки, так как им приходится в заданный срок создавать конструкторскую документацию в двух разных формах и при этом нести ответственность за достоверность и идентичность информации в каждой из этих форм. Других субъектов производственного процесса такое состояние устраивает, так как их требования сводятся к получению полной, достоверной и идентичной информации о деталях и в форме чертежа и в форме аналитического эталона. Скорость разрешения противоречия зависит от скорости компьютеризации предприятия и повышения уровня компьютерной грамотности персонала.

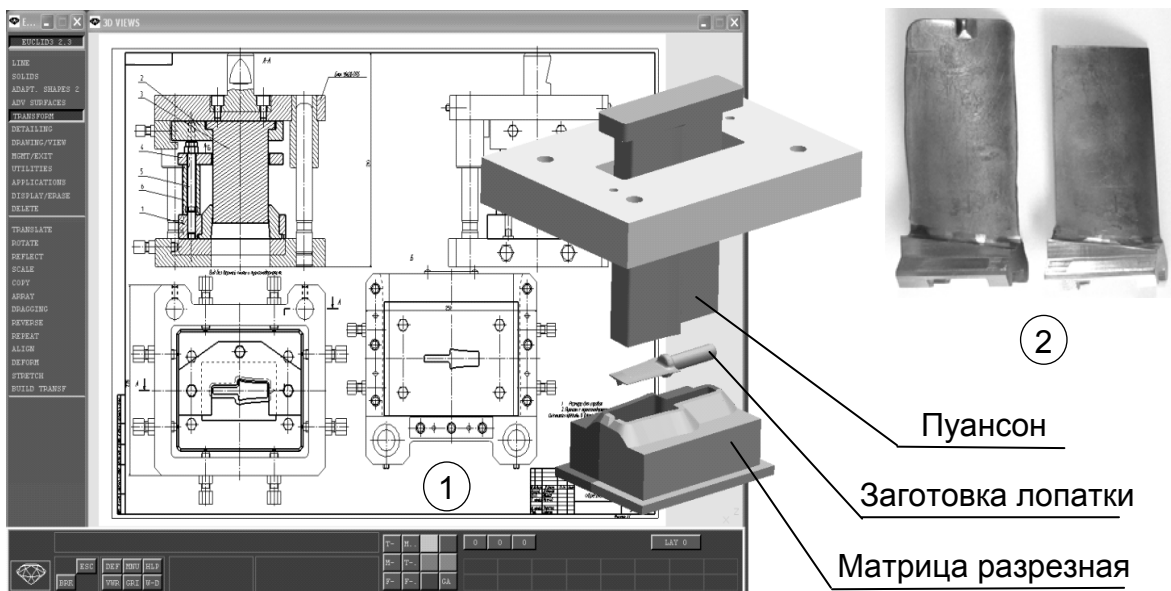


Рис. 8. Обсечка обля: 1 – аналитические эталоны формообразующих деталей и чертеж обрезного штампа; 2 – фото заготовки лопатки компрессора до и после обсечки обля.

Выводы

Повышение эффективности и качества изготовления лопаток методами пластического деформирования связано с изменением технологии создания формообразующей оснастки и способа передачи информации от конструктора технологической оснастки в инструментальное производство.

Разработанная технология проектирования и изготовления оснастки для точной объемной штамповки лопаток на базе метода аналитических эталонов, и специализированной автоматизированной системы расчета геометрии ручья штампа позволяет в несколько раз сократить трудоемкость и цикл освоения производства новых изделий, а также повысить качество поковок и оснастки.

Список литературы

1. Омельченко В. И. Точная штамповка рабочих лопаток компрессора из сплава ВТ8 // *Авиационная промышленность*. – 1969. – № 10. – С. 3 – 6.
2. Омельченко В. И. Разработка новых методов изготовления компрессорных лопаток авиационных двигателей // *Авиационная промышленность (Приложение)*. – 1976. – № 3. – С. 1 – 3.
3. Технология производства авиационных газотурбинных двигателей / Ю. С. Елисеев, А. Г. Бойцов, В. В. Крымов, Л. А. Хворостухин. – М.: Машиностроение, 2003. – 512 с.
4. Сорокин В. Ф. Применение одного класса кривых для автоматизированного проектирования технологической оснастки с технологическим раскрытием // *Проблемы оптимизации в машиностроении*. – Х.: ХПИ. – 1982. – С. 240.
5. Хуповка В. П., Рубель В. К., Сорокин В. Ф. Автоматизированное проектирование оснастки для точной штамповки лопаток ГТД // *Автоматизированное проектирование авиационных двигателей: Труды ЦИАМ*. – М.: ЦИАМ. – 1983. – Вып. 2095. – С. 166.
6. Приходько В. М., Рубель В. К., Сорокин В. Ф. Комплексная автоматизация технологической подготовки производства лопаток на базе единой объемной геометрической модели // *Тез. докл. Совещ. "Алгоритмическое обеспечение машинно-ориентируемого производства"*. – Х.: ХАИ. – 1989. – С. 6.
7. Сорокин В. Ф. Компьютерная технология подготовки производства лопаток авиационных двигателей // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2003. – Вып. 17. – С. 57 – 63.
8. Богуслаев В. А., Леховицер В. А., Сорокин В. Ф. и др. Проектирование и изготовление штампов для точной штамповки лопаток на базе CAD/CAM/CAE «Euclid» и САПР/АСТПП «Лопатка» // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*. – Х.: ГАКУ «ХАИ». – 1998. – Вып. 1. – С. 78 – 83.
9. Сорокин В. Ф. Геометрическая модель пера лопатки для проектирования формообразующей оснастки // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 4(20). – С. 67 – 70.
10. Леховицер В. А., Сорокин В. Ф., Липский Е. Р. и др. Автоматизированное проектирование и изготовление технологической оснастки со сложнорасчлененными поверхностями в ОАО «Мотор Сич» // *Кузнечно-штамповочное производство*. – 2002. – № 7. – С. 31 – 34.

Алгоритм проектирования рациональных силовых конструкций многостеночных крыльев малого удлинения

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Одной из основных задач в ракетостроении является создание летательного аппарата (ЛА) с максимально возможной относительной массой полезной нагрузки. Эта задача тесно связана с проблемой создания несущих конструкций, обладающих минимальной массой при удовлетворении основным требованиям к их характеристикам работоспособности.

Снижение массы отдельных агрегатов ЛА на Δm кг приводит к снижению его стартовой массы на $k \cdot \Delta m$ кг, где k – коэффициент роста взлетной массы, который, как правило, больше единицы [1]. Один килограмм массы ЛА стоит \$1...1,5 тыс. [2]. Поэтому снижение массы крыльев ЛА, как и других агрегатов, является актуальной задачей.

Маневренные беспилотные ЛА (БЛА), как правило, имеют крылья малого удлинения с симметричным профилем, относительная толщина которого не превышает 3...6%. При достаточно малой бортовой хорде максимальная строительная высота таких крыльев также мала. Крылья маневренных БЛА воспринимают нагрузки большой интенсивности, так как располагаемая перегрузка таких ЛА доходит до 10-20 единиц. В подобных случаях априори можно утверждать, что минимальную массу будет иметь моноблочное крыло [3,4].

Одной из конструктивных силовых схем моноблочных крыльев, часто используемых на практике, является многостеночное крыло.

Процесс проектирования силовых конструкций является итерационным, состоящим из двух основных блоков: блока выбора рациональных параметров (оптимизация) и блока определения напряженно-деформированного состояния (НДС). Наиболее трудоемкий в этом итерационном процессе – блок определения НДС (рис. 1).

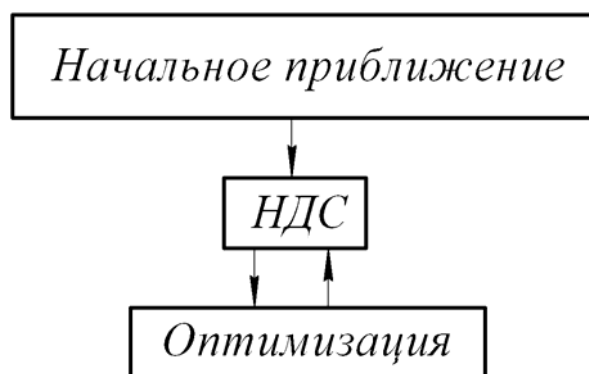


Рис. 1. Блок-схема итерационной процедуры проектирования

Для многостеночного крыла основным силовым элементом является обшивка. Из технологических соображений ее толщина по хорде не меняется, а

вдоль размаха меняется по линейному закону. Тогда на каждой итерации толщина обшивки будет определяться по формуле

$$\delta_i^{(m+1)} = k^{(m)} \delta_i^{(m)}, \quad m = 0, 1, 2, \dots, \quad (1)$$

где $\delta_i^{(m)}$ - толщина обшивки в i -м сечении на m -й итерации;

m – номер итерации;

$k^{(m)}$ - коэффициент изменения толщины обшивки на текущей итерации, одинаковый для всех сечений крыла.

При изменении жесткостных характеристик силовых элементов будут изменяться и действующие напряжения. Эти напряжения на каждой итерации можно приближенно определить по формуле

$$\sigma_j^{(m+1)} = \frac{1}{k^{(m)}} \sigma_j^{(m)}, \quad (2)$$

где σ_j - напряжения, действующие в j -той точке.

Оценим погрешность формулы (2).

Изгибная жесткость связана с толщиной обшивки через момент инерции. Выражение для погонного момента инерции имеет вид

$$J = \frac{\delta^3}{6} + \frac{\delta(H - \delta)^2}{2}, \quad (3)$$

где δ - толщина обшивки;

H - строительная высота крыла (рис. 2).

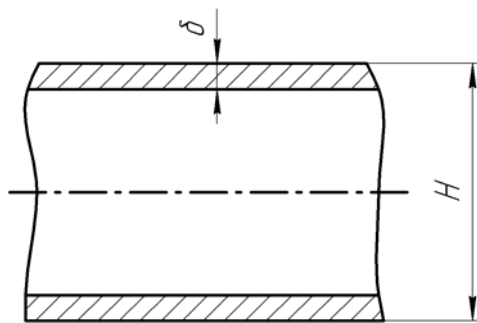


Рис. 2. Сечение крыла

При изменении толщины обшивки в k раз выражение для погонного момента инерции примет следующий вид:

$$J_{uz} = \frac{k^3 \delta^3}{6} + \frac{k \delta (H - k \delta)^2}{2}. \quad (4)$$

Величина J_{uz} будет отличаться от величины J в k_{uz} раз:

$$k_{uz} = \frac{J_{uz}}{J} = k^3 \frac{\bar{\delta}^2 + 3\left(\frac{1}{k} - \bar{\delta}\right)^2}{\bar{\delta}^2 + 3(1 - \bar{\delta})^2}, \quad (5)$$

где $\bar{\delta} = \frac{\delta}{H}$ - относительная толщина обшивки.

Тогда погрешность определения напряжений по формуле (2) такова:

$$\varepsilon = \frac{k - k_{uz}}{k} = 1 - k^2 \frac{\bar{\delta}^{-2} + 3\left(\frac{1}{k} - \bar{\delta}\right)^2}{\bar{\delta}^{-2} + 3(1 - \bar{\delta})^2}. \quad (6)$$

Зависимость $\varepsilon(k, \bar{\delta})$ приведена на рис. 3.

Из анализа зависимости $\varepsilon(k, \bar{\delta})$ можно сделать следующие выводы:

1. При $k > 1$ $k_{uz} < k$, поэтому напряжения, определенные по формуле (2), будут меньше действующих.
2. При $k < 1$ $k_{uz} > k$, поэтому напряжения, определенные по формуле (2), будут больше действующих.
3. Погрешность формулы (2) при $k > 1$ значительно меньше, чем при $k < 1$. Например, при $k = 0,5$ погрешность в два раза меньше, чем при $k = 2$.
4. Погрешность формулы (2) увеличивается при удалении k в ту или иную сторону от единицы.

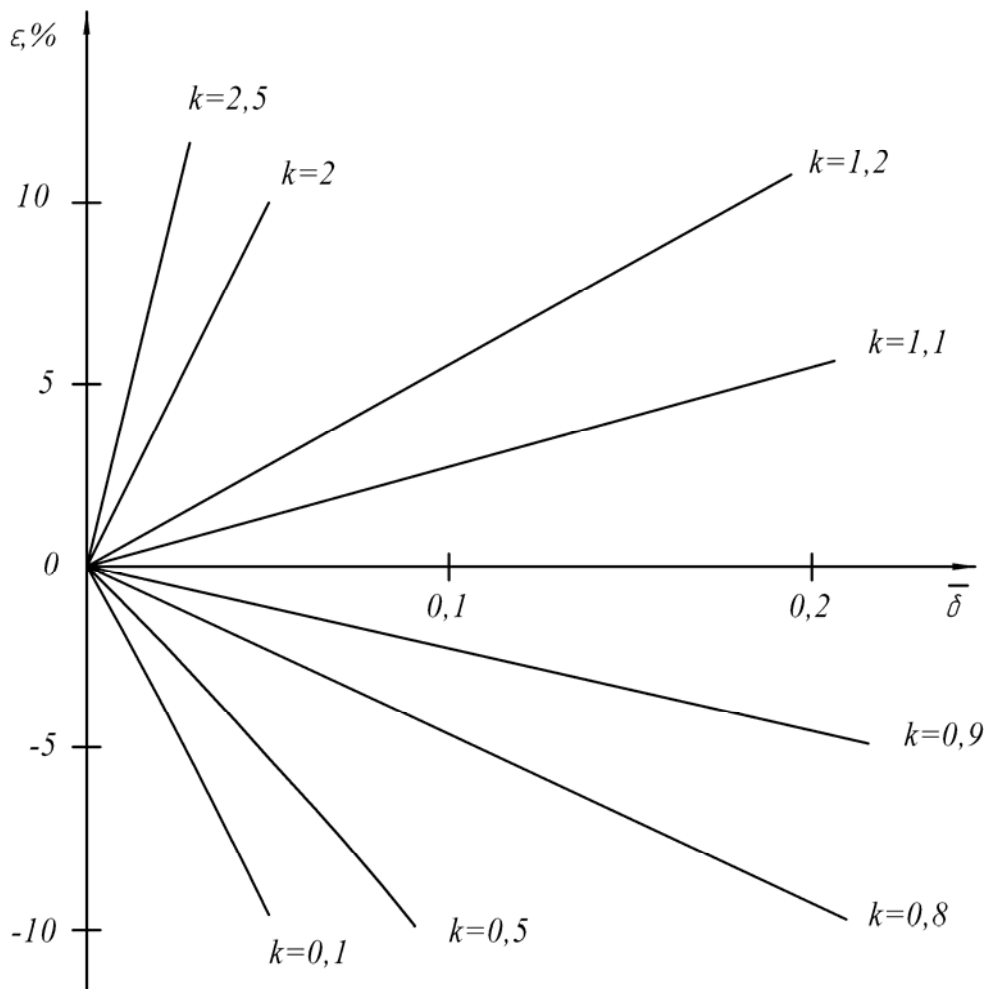


Рис. 3. Зависимость $\varepsilon(k, \bar{\delta})$

5. Для крыльев со сравнительно большой строительной высотой (более 100 мм) формула (2) с достаточной степенью точности справедлива практически для всех реальных толщин δ .

6. Для малых строительных высот крыла при заданной степени точности применимость формулы (2) ограничена максимально допустимыми толщинами обшивки и очень большими ее изменениями (очень большими или очень малыми значениями k). Однако и в этом случае диапазон применимости этой формулы достаточно широк. Например, если в качестве допустимой погрешности принять 5%, то для крыла со строительной высотой всего 50 мм формула (2) будет справедлива:
- при $k = 0,5$ до $\delta = 2,5$ мм;
 - при $k = 0,7$ до $\delta = 3,8$ мм;
 - при $k = 1,5$ до $\delta = 2,5$ мм;
 - при $k = 2$ до $\delta = 1,25$ мм.

Полученные результаты дают основания предложить следующую концепцию построения оптимизационных алгоритмов проектирования силового набора крыла малого удлинения:

1. Задаем начальное распределение толщин обшивки. Как следует из пунктов 2 и 3 выводов, желательно задаваться толщинами, заведомо большими потребных.
2. Определяем НДС крыла.
3. Выполняем проектировочный расчет, в котором действующие напряжения пересчитываются по формуле (2).
4. По формуле (6) оцениваем погрешность полученных результатов, и если она превышает допустимую, то еще раз выполняем пункты 2 и 3.

Очевидно, что при предлагаемом подходе количество необходимых прямых расчетов существенно уменьшается.

Рассмотрим постановку задачи синтеза рациональной силовой конструкции многостеночного крыла малого удлинения.

Основными силовыми элементами многостеночного крыла (рис. 4) являются обшивка, воспринимающая изгибающий и крутящий моменты, и стенки, воспринимающие перерезывающую силу. Иногда, при недостаточной жесткости обшивки, устанавливают нервюры.

Распределенная нагрузка на крыло для всех расчетных случаев нагружения считается известной. Положение узла крепления крыла определено.

Необходимо определить толщины обшивки и стенок, а также количество и расположение стенок, которые при удовлетворении всем ограничениям обеспечат бы минимальную массу крыла.

Рассмотрим сначала состав полной системы ограничений.

В общем случае при проектировании несущих поверхностей учитываются ограничения по прочности, устойчивости, аэроупругости, конструктивные и технологические.

Как показывает опыт, для крыльев малого удлинения, характерных для маневренных беспилотных ЛА и имеющих высокую крутильную жесткость, ограничение по аэроупругости не является активным. Критическая скорость флаттера для этих крыльев существенно выше максимальной скорости полета ЛА [3].

Суть ограничений по прочности для одноразовых ЛА заключается в том, что ни при одном из расчетных случаев нагружения напряжения в конструкции не должны превышать предела прочности.

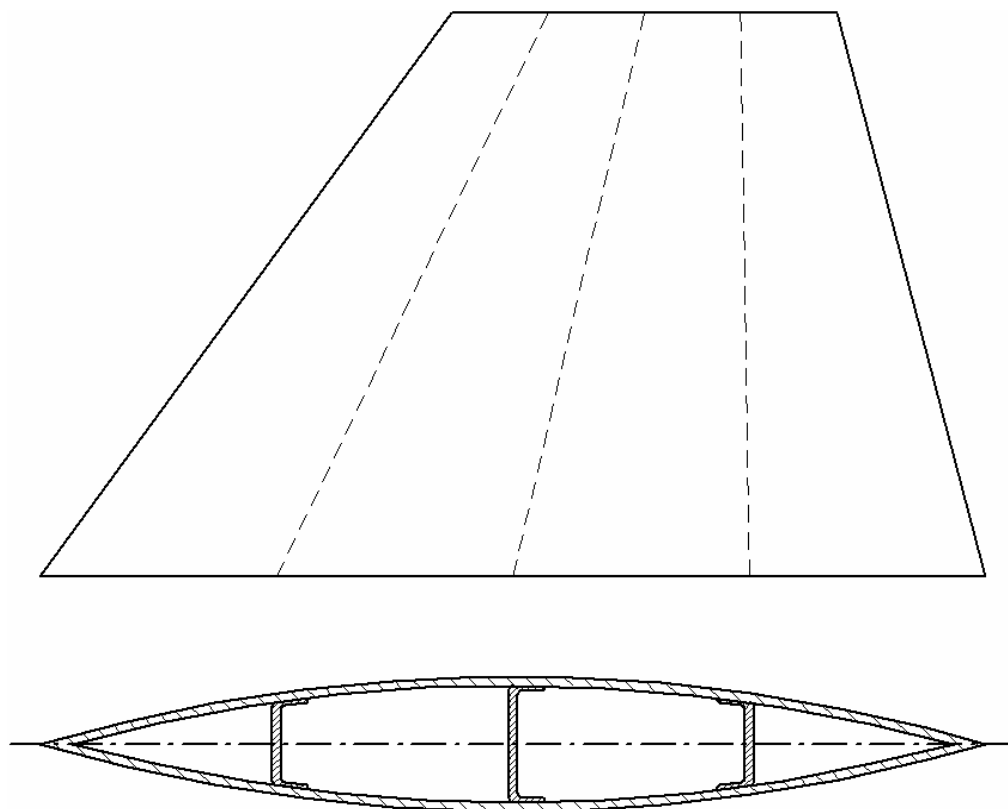


Рис. 4. Многостеночное крыло

Из исследований, приведенных в работе [5], следует, что основной вид разрушения авиационных конструкций – это разрушение от потери устойчивости, причем чаще всего разрушается крыло от потери устойчивости панелей. Ограничение по устойчивости практически всегда является активным для крыльев маневренных летательных аппаратов.

Толщины стенок определяются из условия обеспечения их устойчивости.

Толщины стенок рядовых нервюр, воспринимающих лишь местную воздушную нагрузку, как правило, определяются конструктивно-технологическими ограничениями.

Исходя из требований аэродинамики, относительная волнистость обшивки не должна превышать 0,01...0,02 [6]. Опасной является волнистость обшивки поперек потока. Учесть ограничение по волнистости можно, пользуясь формулами, приведенными в работе [6].

Требования технологичности являются одними из основных требований, предъявляемых к конструкции. Для многостеночного крыла эти требования выражаются в следующем:

- толщина обшивки по хорде не меняется;
- по размаху толщина обшивки меняется по линейному закону;
- стенки продольного силового набора имеют толщину, которая изменяется по размаху линейно;
- стенки нервюр имеют постоянную толщину;
- заданы минимальные толщины обшивки, стенок и нервюр.

Итак, задачу проектирования многостеночного крыла можно сформулировать следующим образом:

$$\begin{aligned}
 M(\delta(z), n_{cm}, n_H) &\rightarrow \min; \\
 \delta(z) &= \frac{\delta_0}{l} (k_\delta - 1)z + \delta_0; \\
 \delta(x) &= \text{const}; \\
 \sigma_{\max i} &\leq [\sigma], \quad i = 1 \dots n; \\
 \sigma_{ij} &\leq \sigma_{крj}, \quad j = 1 \dots m; \\
 \bar{w}_{\max} &< 0,01; \\
 \tau_i &\leq \tau_{крi}, \quad i = 1 \dots n; \\
 \delta &\geq \delta_{\min}; \\
 \delta_{cm} &\geq \delta_{cm \min}; \\
 \delta_H &\geq \delta_{H \min},
 \end{aligned} \tag{7}$$

где M – масса конструкции;

δ – функция распределения толщины обшивки;

$k_\delta = \frac{\delta(z=l)}{\delta(z=0)}$ – коэффициент неравномерности толщины обшивки;

δ_0 – толщина обшивки в бортовом сечении;

l – размах консоли крыла;

n_{cm} – количество стенок;

n_H – количество нервюр;

$\sigma_{\max i}$ – максимальные эквивалентные напряжения в панелях крыла при i -м случае нагружения;

σ_{ij} – действующие напряжения в j -й панели при i -м случае нагружения;

$[\sigma]$ – предельные напряжения;

$\sigma_{крj}$ – критические напряжения потери устойчивости j -той панели крыла;

τ_i – напряжения, действующие в i -й стенке;

$\tau_{крi}$ – критические напряжения для i -й стенки;

n – количество расчетных случаев нагружения;

m – количество панелей;

δ_{cm} – толщины стенок;

δ_H – толщина нервюр;

δ_{\min} , $\delta_{cm \min}$, $\delta_{H \min}$ – минимально допустимые толщины обшивки, стенки и нервюры соответственно.

Как уже отмечалось, целевой функцией задачи поиска рациональных параметров крыла малого удлинения является его масса. Проектными параметрами выступают толщина обшивки (линейно изменяющаяся по размаху), количество стенок и нервюр. Рассмотрим влияние вышеуказанных параметров на целевую функцию.

Масса крыла (M) состоит из массы обшивки (M_o), массы стенок (M_{cm}) и массы нервюр (M_H):

$$M(\delta(z), n_{cm}, n_H) = M_o(\delta(z), n_{cm}, n_H) + M_{cm}(n_{cm}) + M_H(n_H). \quad (8)$$

Рассмотрим сначала зависимость массы крыла от толщины обшивки в бортовом сечении.

Масса обшивки определяется формулой

$$M_o = \rho_o V = \frac{1}{3} \rho_o \delta_o b_o l_{кр} \frac{2k_\delta + \eta k_\delta + 2\eta + 1}{\eta}, \quad (9)$$

где ρ_o - плотность материала обшивки;

V - объем обшивки;

δ_o - толщина обшивки в бортовом сечении;

b_o - длина бортовой хорды;

$l_{кр}$ - размах консоли крыла;

η - сужение консоли крыла;

k_δ - коэффициент неравномерности толщины обшивки.

При неизменности k_δ , что соответствует условию применимости формулы (2), масса обшивки, а значит, и масса крыла (массы стенок и нервюр не зависят от толщины обшивки) прямо пропорционально зависит от толщины δ_o . Несмотря на свою очевидность, эта зависимость очень важна при построении оптимизационного алгоритма.

Функция $M(\delta_o)$ является монотонно возрастающей. Толщина δ_o ограничена снизу ограничениями по прочности, устойчивости панелей крыла и волнистости. Таким образом, минимум целевой функции всегда будет достигаться в точке $\delta_o = \max(\delta_{0 пр}^{доп}, \delta_{0 уст}^{доп}, \delta_{0 вол}^{доп})$, где $\delta_{0 пр}^{доп}, \delta_{0 уст}^{доп}, \delta_{0 вол}^{доп}$ - минимально допустимые значения δ_o , определенные соответственно из условий прочности, устойчивости панелей и волнистости.

Зависимость целевой функции от k_δ носит более сложный характер. Будем считать, что количество стенок и нервюр неизменно, а толщина δ_o определяется с учетом упомянутых выше ограничений. С уменьшением k_δ δ_o монотонно возрастает. В итоге общая масса крыла уменьшается до тех пор, пока эффект снижения массы за счет уменьшения k_δ будет большим эффекта увеличения массы за счет соответствующего увеличения δ_o . В любом случае зависимость $M(\delta_o, k_\delta)$ является унимодальной функцией, как комбинация монотонно убывающей и монотонно возрастающей функций.

Унимодальность целевой функции по координате k_δ существенно упрощает поиск по k_δ .

Теперь проанализируем зависимость массы обшивки от количества стенок при неизменном коэффициенте изменения толщины обшивки k_δ . Здесь возможны три случая в зависимости от того, какое из ограничений на толщину обшивки активно. Рассмотрим их по порядку.

Пусть толщина обшивки определяется ограничением на прочность. Стенки вносят незначительный вклад в изгибную жесткость крыла. Поэтому изменение действующих напряжений в обшивке крыла при изменении количества стенок также будет незначительным, т.е. можно считать, что масса обшивки не зависит от количества стенок.

Масса стенок увеличивается с количеством стенок.

Очевидно, что в рассматриваемом случае увеличивать количество стенок не следует.

Если толщина обшивки определяется условием устойчивости, то с увеличением количества стенок масса обшивки будет уменьшаться.

При определении устойчивости панелей крыла определяющими являются сжимающие напряжения σ_z . Основываясь на формуле (2), можно утверждать, что масса обшивки пропорциональна корню кубическому из квадрата характерного расстояния между стенками b , деленному на коэффициент устойчивости:

$$M_0 \sim \sqrt[3]{\frac{b^2}{k_{ycm}}}. \quad (10)$$

Характерное расстояние между стенками обратно пропорционально количеству стенок, следовательно

$$M_0 \sim \sqrt[3]{\frac{1}{n_{cm}^2 k_{ycm}}}. \quad (11)$$

При удлинении панели $\lambda_n > 1$ изменением коэффициента устойчивости можно пренебречь. При $\lambda_n < 1$ коэффициент устойчивости уменьшается с увеличением количества стенок, что несколько смягчает приведенную выше зависимость.

Зависимость массы крыла от количества стенок является унимодальной функцией, как сумма убывающей функции массы обшивки (11) и возрастающей функции массы стенок. Это позволяет в оптимизационном алгоритме увеличивать количество стенок в крыле до тех пор, пока активно ограничение по устойчивости и масса крыла с добавлением следующей стенки убывает.

Рассмотрим теперь случай, когда толщина обшивки определяется ограничением на волнистость. Толщина обшивки прямо пропорциональна характерному расстоянию между стенками. С учетом того, что характерное расстояние между стенками обратно пропорционально количеству стенок, можно утверждать, что масса обшивки с увеличением количества стенок убывает немного медленнее, чем величина $\frac{1}{n_{cm}}$.

Зависимость массы от количества стенок в рассматриваемом случае аналогична таковой при активном ограничении на устойчивость, с той лишь разницей, что масса обшивки уменьшается быстрее. В оптимизационном алгоритме также можно рекомендовать увеличивать количество стенок до тех пор, пока ограничение по волнистости не перестанет быть активным либо пока с добавлением новой стенки масса крыла не начнет возрастать.

Зависимость массы крыла от количества нервюр аналогична вышерассмотренной.

Задача синтеза рационального силового набора рассматриваемого крыла имеет четыре проектных параметра:

- n_{cm} - количество стенок (толщина стенок зависит от их количества и определяется из условия устойчивости);

- n_n - количество нервюр (отсутствует для крыла с веерным расположением стенок);
- k_δ - коэффициент неравномерности толщины обшивки, изменяющийся в диапазоне $k_\delta \in (0,1]$;
- δ_0 - толщина обшивки в бортовом сечении.

Из этих параметров два (n_{cm} и n_n) являются целочисленными. При этом, как показывает практика, количество стенок и нервюр в реальных конструкциях не бывает слишком большим. Это позволяет применять метод сканирования для поиска оптимума по этим параметрам.

Так как диапазон изменения k_δ известен, поиск по этому параметру целесообразно вести с использованием метода золотого сечения.

Исходя из этих особенностей задачи, предлагается следующий алгоритм поиска рациональных параметров силового набора многостеночного крыла:

1. Задаемся начальным распределением толщин обшивки $k_\delta = 1$, $\delta_0^{(0)} = \delta_0^{нач}$. Желательно задаться заведомо бóльшей толщиной.
2. Задаемся $n_{cm} = 2$, $n_n = 2$ (бортовая и концевая нервюры).
3. Находим толщину обшивки с учетом конструктивно-технологических ограничений $\delta_0^{(1)} = \frac{\delta_{min}}{k_\delta}$. Если $\delta_0^{(1)} > \delta_0^{(0)}$, то $\delta_0^{(0)} = \delta_0^{(1)}$.
4. Определяем напряженное состояние крыла для всех случаев нагружения.
5. По максимальным из всех случаев нагружения напряжениям σ_{max} находим толщину панелей из ограничения по прочности: $\delta_0^{(2)} = \delta_0^{(0)} \frac{\sigma_{max}}{[\sigma]}$.
6. Определяем минимальный параметр устойчивости для всех панелей для всех случаев нагружения P_{min} . Находим толщину панелей с учетом ограничения по устойчивости: $\delta_0^{(3)} = \delta_0^{(0)} \sqrt[3]{\frac{1}{P_{min}}}$.
7. Вычислим толщину панелей с учетом ограничения по волнистости: $\delta_0^{(4)} = \delta_0^{(0)} \frac{b}{\delta_{cp}} \sqrt[3]{\frac{0.11 \cdot \xi \cdot p}{w E}}$.
8. Определяем максимально необходимую толщину обшивки: $\delta_0^{(2)} = \max(\delta_0^{(2)}, \delta_0^{(3)}, \delta_0^{(4)})$.
9. Вычислим погрешность применимости формулы (2) по формуле (6), где $k = \frac{\delta_0^{(2)}}{\delta_0^{(0)}}$. Если погрешность превышает допустимую, принимаем $\delta_0^{(0)}(z) = \delta_0^{(2)}(z)$ и переходим к пункту 3.
10. Определяем массу крыла. При подсчете массы нервюр считаем $\delta_n = \delta_{n \min}$.
11. Последовательно увеличиваем количество стенок и нервюр до тех пор, пока активным является ограничение по устойчивости или вол-

нистости. Для каждой пары значений n_n и n_{cm} выполняем пункты 5 – 10 до достижения оптимума.

12. Продолжаем оптимизацию с учетом линейно изменяющейся по размаху толщины обшивки. Поиск по параметру k_δ осуществляем по методу золотого сечения. Начальный интервал: $k_\delta \in (0,1]$. Для каждого рассматриваемого значения k_δ выполняем пункты 2 - 11.

Описанный выше алгоритм является многоуровневым. Его укрупненная блок-схема приведена на рис. 5.

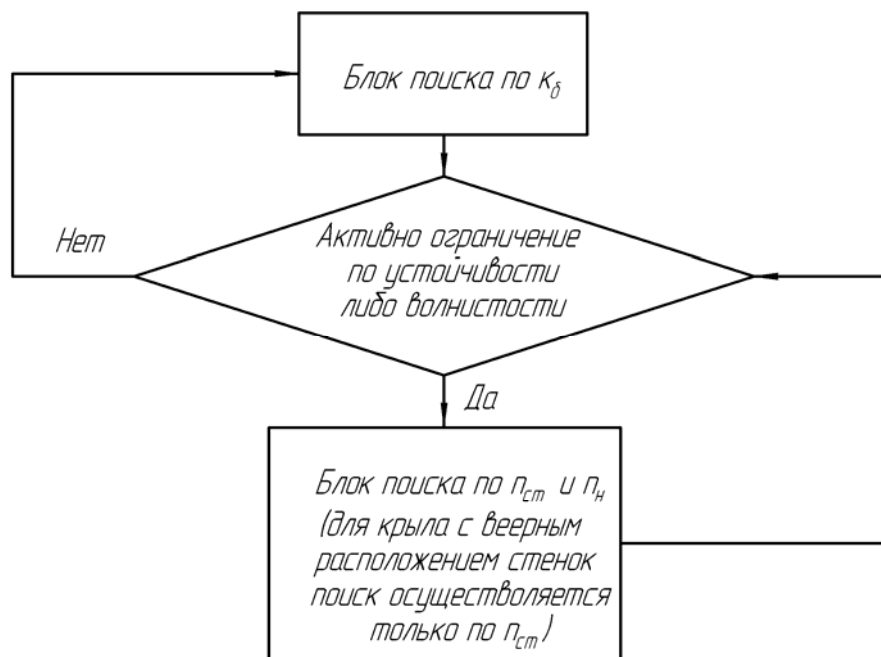


Рис. 5. Блок-схема алгоритма поиска рациональных параметров крыла малого удлинения

В качестве примера спроектировано крыло со следующими исходными данными:

- удлинение крыла $\lambda = 1$;
- сужение крыла $\eta = 4$;
- угол стреловидности по передней кромке $\chi_0 = 50^\circ$;
- площадь консоли крыла $S = 1000000 \text{ мм}^2$;
- форма профиля – чечевица;
- относительная толщина профиля $\bar{c} = 7.5\%$;
- стенки расположены на одинаковых процентах хорд;
- крыло нагружено равномерно распределенной нагрузкой $0,1 \text{ Н / мм}^2$;
- расстояние от носка крыла до начала и конца узла крепления соответственно 928 и 1568 мм;

- материал – алюминиевый сплав (модуль упругости $E = 72000 \text{ МПа}$, коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$, плотность $\rho = 4000 \text{ кг/м}^3$, предельные напряжения $[\sigma] = 300 \text{ МПа}$);
- допускаемые минимальные толщины нервюр $\delta_{н \text{ min}} = 1 \text{ мм}$, стенок $\delta_{ст \text{ min}} = 1 \text{ мм}$, обшивки $\delta_{\text{min}} = 1 \text{ мм}$;
- удельная нагрузка на крыло при перегрузке $n_y = 1 \quad p = 0.01 \text{ МПа}$.

В результате проектирования получены два варианта крыла: с постоянной и переменной толщиной обшивки. Анализ результатов оптимизации показал, что крыло с переменной по размаху толщиной обшивки оказалось на 41% легче ($\delta_0 = 5,4 \text{ мм}$, $k_\delta = 0,21$, $n_{ст} = 4$, $n_n = 3$).

Для проверки методики проектирования крыла малого удлинения вариант крыла с обшивкой постоянной толщины был рассчитан по МКЭ в пакете типа Cosmos. Конечноэлементная модель содержит 4430 узлов, 4500 элементов.

По результатам поверочного расчета запас прочности по устойчивости составил 1,004, что свидетельствует о достаточно высокой точности используемых моделей.

Выводы

В данной работе предложен эффективный алгоритм проектирования силовой конструкции многостеночного крыла малого удлинения. Предложенная концепция и анализ целевой функции задачи позволили существенно снизить трудоемкость алгоритма за счет уменьшения количества прямых расчетов.

Список литературы

1. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
2. Оборонно-промышленный комплекс Украины – современное состояние и реструктуризация / В.П. Горбулин, А.С. Довгопольный, О.И. Приходько, и др. // Технологические системы. – 2001. №2(8) – С. 5 - 20.
3. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов: Учебник для студентов втузов. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
4. Глаголев А.Н., Гольдинов М.Я., Григоренко С.М. Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1975. – 480 с.
5. Методология исследования разрушения авиационных конструкций при статических испытаниях / В.Ф. Кутыинов, Г.Н. Замука, В.Ф. Мохов и др. // Труды ЦАГИ «Расчеты напряженно-деформированного состояния и рациональное проектирование авиационных конструкций». – 1992, вып. 2495 С. 29 - 39.
6. В.Н. Зайцев, Г.Н. Ночевкин, В.Л. Рудаков, Ж.С. Черненко. Конструкция и прочность самолетов. – К.: Вища шк., 1974. – 544 с.

Двухпризнаковое структурное двоичное полиадическое декодирование

*Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба,
Национальный авиационный университет*

1. Введение

Использование информационно-телекоммуникационных систем (ИТС) является одним из основных элементов процесса решения комплекса общенациональных и прикладных задач [1; 2]. При этом основная функция ИТС заключается в обеспечении своевременной обработки и передачи достоверной информации между различными уровнями управления, находящимися на расстоянии друг от друга. Главная причина увеличения времени доведения вызвана большими объемами данных [1 – 3]. В связи с этим для снижения времени обработки и передачи организуется компактное представление данных. Одним из эффективных представителей методов сжатия является метод двухпризнакового полиадического кодирования [4]. Однако, для обеспечения достоверного получения данных на приемной стороне требуется организовать процесс декодирования кодовых комбинаций сжатого представления. Поэтому цель статьи, состоящая в создании двухпризнакового структурного восстановления двоичных данных в полиадическом пространстве, является актуальной.

2. Создание двухпризнакового полиадического декодирования

Двухпризнаковым структурным двоичным числом $\Lambda(m, \Theta^{(x)})_j$ в полиадическом пространстве называется число, элементы которого удовлетворяют одновременно следующим ограничениям:

$$0 \leq a_{ij} \leq \lambda_i - 1 \text{ для } i = \overline{1, m} \text{ и } \Theta = \sum_{z=1}^Z \Theta_z^{(x)}; \quad \Theta_z^{(x)} = \Theta_z \text{ для } z = \overline{1, Z}. \quad (1)$$

Код-номер $N(m, \Lambda, \Theta^{(x)})_j$ последовательности $\Lambda(m, \Theta^{(x)})_j$, удовлетворяющей системе ограничений (1) формируется на основе соотношений [4]:

$$N(m, \Lambda, \Theta^{(x)})_j = \sum_{z=1}^Z \sum_{i=1}^{m_z} a_{izj} p_{izj}^{(x)} \prod_{\phi=z+1}^Z V(\Theta_\phi^{(x)}), \quad (2)$$

где $p_{izj}^{(x)}$ - весовой коэффициент ij -го элемента z -й допустимой зоны обрабатываемой последовательности, зависящий от значений m_z и $\Theta_z^{(x)}$; a_{izj} - ij -й элемент z -й допустимой зоны двухпризнакового двоичного полиадического числа; $V(\Theta_z^{(x)})$ - количество двоичных подпоследовательностей, полученных для z -й допустимой зоны по количеству серий единиц, равных $\Theta_z^{(x)}$.

Значит необходимо разработать декодирование позволяющее восстановить элементы a_{izj} последовательности $A(m, \Theta^{(x)})_j$ по заданным ограничениям и значению кода-номера $N(m, \Lambda, \Theta^{(x)})_j$. Для получения системы выражений, задающей процесс декодирования сформулируем и докажем следующую теорему.

Теорема. Двоичную последовательность $A(m, \Theta^{(x)})_j = \{a_{izj}\}_{i=1, \overline{m}}$, удовлетворяющую системе ограничений (1) можно восстановить без внесения погрешности на основе значений кода-номера $N(m, \Lambda, \Theta^{(x)})_j$, с учетом известных значений величин: длины последовательности m , вектора ограничений на позиции единиц $\Lambda = \{\lambda_i\}_{i=1, \overline{m}}$ и вектор $\Theta^{(x)}$ ограничений на число серий единиц в допустимых зонах по системе выражений:

$$a_{izj} = \text{sign}(1 + \text{sign}(Q_{i-1, zj} - f_{izj}^{(x)})); \quad (3)$$

$$f_{izj}^{(x)} = (m_z - i + 1)! \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) / (\rho_{i-1, zj}^{(x)}! (m_z - i + 1 - \rho_{i-1, zj}^{(x)})!), \quad (4)$$

где $\rho_{i-1, zj}^{(x)}$ - рекуррентный параметр процесса кодирования; Q_{izj} - остаточное значение кода-номера $N(m, \Lambda, \Theta^{(x)})_j$, полученное для подпоследовательности $A(i+1, z)_j$, состоящей из $((m_z - i) + \sum_{\phi=z+1}^Z m_{\phi})$ двоичных элементов:

$$Q_{izj} = Q(i+1, z)_j = (a_{i+1, zj} (r_{i, zj}^{(x)} - r_{i+1, zj}^{(x)}) + \dots + a_{m_z, zj} (r_{m_z-1, zj}^{(x)} - r_{m_z, zj}^{(x)})) \times \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) + N(\mathfrak{G}_{z+1}^{(x)}) \prod_{\phi=z+2}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) + N(\mathfrak{G}_{z-1}^{(x)}) V(\mathfrak{G}_z^{(x)}) + N(\mathfrak{G}_z^{(x)}); \quad (5)$$

$$Q_{izj} = Q_{i-1, zj} - a_{izj} f_{izj}^{(x)}; \quad Q_{0zj} = N(m, \Lambda, \Theta^{(x)})_j; \quad Q_{0, z+1, j} = Q_{m_i zj}; \quad (6)$$

Q_{0zj} , $Q_{0, z+1, j}$ - начальные значения остаточных кодов-номеров соответственно для z -й и $(z+1)$ -й допустимых зон; $f_{izj}^{(x)}$ - количество двухпризнаковых двоичных подпоследовательностей $A(i, z)_j$, у которых i -й элемент равен нулю; $N(\mathfrak{G}_z^{(x)})$ - количество комбинаций длиной m_z элементов с числом серий единиц $\mathfrak{G}_z^{(x)}$, предшествующих z -й зоне обрабатываемой последовательности.

Доказательство. На основе условий безпогрешностного восстановления вытекает, что:

1. В случае, когда восстанавливаемый i -й элемент двоичного двухпризнакового полиадического числа равен единице, то величина

$$r_{i, zj}^{(x)} (a_{i, zj}^{\bullet} = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) + \sum_{\gamma=z+1}^Z (N(\mathfrak{G}_{\gamma}^{(x)}) \prod_{\phi=\gamma+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)})), \quad (7)$$

которая вычисляется в предположении, что $a_{i, zj}^{\bullet} = 0$, не будет превышать значения величины $Q_{i-1, zj}$, т.е.:

$$Q_{i-1,zj} \geq r_{i,zj}^{(x)} (a_{i,zj}^{\bullet} = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) + \sum_{\gamma=z+1}^Z (N(\mathfrak{G}_{\gamma}^{(x)}) \prod_{\phi=\gamma+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)})). \quad (8)$$

2. В противном случае, если восстанавливаемый элемент равен нулю, то величина (7), равная количеству двоичных последовательностей, у которых первые $((\sum_{\phi=1}^{z-1} m_{\phi}) + (i-1))$ элементы совпадают с элементами исходной последовательности, а i -й элемент равен нулю будет превышать значение величины $Q_{i-1,zj}$ как минимум на 1. Тогда выполняется неравенство

$$\begin{aligned} Q_{i-1,zj} &\leq (r_{i,zj}^{(x)} (a_{i,zj}^{\bullet} = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) + \sum_{\gamma=z+1}^Z (N(\mathfrak{G}_{\gamma}^{(x)}) \prod_{\phi=\gamma+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}))) - 1 < \\ &< r_{i,zj}^{(x)} (a_{i,zj}^{\bullet} = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) + \sum_{\gamma=z+1}^Z (N(\mathfrak{G}_{\gamma}^{(x)}) \prod_{\phi=\gamma+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)})), \end{aligned} \quad (9)$$

где $r_{\alpha,zj}^{(\xi)} (a_{\alpha,zj}^{\bullet} = 0)$ - количество двоичных комбинаций, составленных из $(m - \alpha + 1)$ элементов при условии $a_{\alpha,zj}^{\bullet} = 0$ и числе серий равном $\beta_{\alpha}^{(\xi)}$.

При учет неравенств (8) и (9) обеспечивается безпогрешностное восстановление исходных элементов. Значит, если на i -м шаге восстановления выполняется неравенство (8), то восстанавливаемый элемент равен 1, т.е. $a_{izj} = 1$. Если выполняется неравенство (9), то восстанавливаемый элемент равен нулю, $a_{izj} = 0$. Преобразуем величину (7) к следующему виду:

$$\begin{aligned} r_{i,zj}^{(x)} (a_{i,zj}^{\bullet} = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) + \sum_{\gamma=z+1}^Z (N(\mathfrak{G}_{\gamma}^{(x)}) \prod_{\phi=\gamma+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)})) = \\ = r_{i,zj}^{(x)} (a_{i,zj}^{\bullet} = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) + Q(1,z+1)_j. \end{aligned} \quad (10)$$

Тогда, чтобы восстановить без внесения погрешности элементы исходной последовательности, необходимо на каждом шаге вычислять значение величины (10) предполагая, что $a_{izj}^{\bullet} = 0$ и сравнивать ее значение с остаточным значением кода-номера $Q_{i-1,zj}$ для текущего шага восстановления:

$$\begin{cases} a_{izj} = 0, & \text{если } Q_{i-1,zj} < r_{i,zj}^{(x)} (a_{i,zj}^{\bullet} = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) + Q(1,z+1)_j; \\ a_{izj} = 1, & \text{если } Q_{i-1,zj} \geq r_{i,zj}^{(x)} (a_{i,zj}^{\bullet} = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_{\phi}^{(x)}) + Q(1,z+1)_j. \end{cases} \quad (11)$$

Недостаток правила (11) для восстановления текущего элемента состоит в том, чтобы величина $Q(1,z+1)_j$ на каждом шаге обработке была известной. Данная величина зависит от значений кодов-номеров $N(\mathfrak{G}_{\gamma}^{(x)})$ для допустимых зон с индексами $\gamma = \overline{z+1, Z}$. Но элементы данных зон на (i,z) -м шаге обработки не известны. Поэтому значения кодов-номеров $N(\mathfrak{G}_{\gamma}^{(x)})$ для $\gamma = \overline{z+1, Z}$ вычислить нельзя. В связи с этим упростим систему неравенств (11) с целью избавления от сла-

гаемого $Q(1, z+1)_j$. Для этого сравним выражения (5) и (10) для величин $Q_{i-1, zj}$ и

$r_{i, zj}^{(x)}(a_{i, zj}^\bullet = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)}) + Q(1, z+1)_j$. Из сравнения следует, что:

- с одной стороны, если выполняется неравенство

$$Q_{i-1, zj} \geq r_{i, zj}^{(x)}(a_{i, zj}^\bullet = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)}) + Q(1, z+1)_j,$$

то оно будет выполняться и для величин

$$Q_{i-1, zj} \geq r_{i, zj}^{(x)}(a_{i, zj}^\bullet = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)}); \quad (14)$$

- с другой стороны, верхней границей величины $\sum_{\gamma=z+1}^Z (N(\mathfrak{G}_\gamma^{(x)}) \prod_{\phi=\gamma+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)}))$

будет значение накопленного произведения величин $V(\mathfrak{G}_\gamma^{(x)}) \cdot \Theta^{(x)} = V(\mathfrak{G}_\gamma^{(x)})$ для $\gamma = \overline{z, Z}$:

$$\sum_{\gamma=z+1}^Z (N(\mathfrak{G}_\gamma^{(x)}) \prod_{\phi=\gamma+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)})) \leq \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)}) - 1.$$

С учетом этого неравенства величина $Q_{i-1, zj}$ будет ограничена с верху следующим выражением:

$$\begin{aligned} Q_{i-1, zj} &\leq (a_{i, zj} (r_{i-1, zj}^{(x)} - r_{i, zj}^{(x)}) + \dots + a_{m_z, zj} (r_{m_z-1, zj}^{(x)} - r_{m_z, \gamma j}^{(x)})) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)}) + \\ &+ (\prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)})) - 1 = (a_{i, zj} (r_{i-1, zj}^{(x)} - r_{i, zj}^{(x)}) + \dots + a_{m_z, zj} (r_{m_z-1, zj}^{(x)} - r_{m_z, \gamma j}^{(x)}) + 1) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)}) - 1. \end{aligned} \quad (13)$$

Причем величина в правой части неравенства (13) для случая $a_{i, zj} = 0$ будет меньше значения величины $r_{i, zj}^{(x)}(a_{i, zj}^\bullet = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)})$:

$$Q_{i-1, zj} < r_{i, zj}^{(x)}(a_{i, zj}^\bullet = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)}). \quad (14)$$

В соответствии с неравенствами (12) и (14) система (11) примет вид

$$\begin{cases} a_{i, zj} = 0, & \text{если } Q_{i-1, zj} < r_{i, zj}^{(x)}(a_{i, zj}^\bullet = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)}); \\ a_{i, zj} = 1, & \text{если } Q_{i-1, zj} \geq r_{i, zj}^{(x)}(a_{i, zj}^\bullet = 0) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{G}_\phi^{(x)}). \end{cases} \quad (15)$$

Система неравенств (15) отличается от системы неравенств (11) тем, что для проверки неравенств не требуется знание величины $Q(1, z+1)_j$. Заменяя в правых частях неравенств системы (15) величину $r_{i, zj}^{(x)}(a_{i, zj}^\bullet = 0)$ выражением

$$r_{i, zj}^{(\xi)}(a_{i, zj}^\bullet = 0) = (m_z - i + 1)! / (\rho_{i, zj}^{(\xi)})! (m_z - i + 1 - \rho_{i, zj}^{(\xi)})!$$

и сравнив его с соотношением (4) для величины $f_{izj}^{(x)}$, получим

$$\begin{cases} a_{izj}=0, & \text{если } Q_{i-1, zj} < f_{izj}^{(x)}; \\ a_{izj}=1, & \text{если } Q_{i-1, zj} \geq f_{izj}^{(x)}. \end{cases} \quad (16)$$

После замены операций сравнения величин $Q_{i-1, zj}$ и $f_{izj}^{(x)}$ на операции проверки разности между ними система неравенств (16) примет вид соотношения (3). Доказательство того, что величина $Q_{i-1, zj}$ определяется на основе рекуррентного выражения (5) вытекает исходя из того, что при условии равенства восстанавливаемого элемента **1**, т.е. $a_{izj}=1$, выполняется равенство

$$f_{izj}^{(\xi)} = (r_{i-1, zj}^{(\xi)} - r_{i, zj}^{(\xi)}) \prod_{\phi=z+1}^Z V(\mathfrak{S}_{\phi}^{(\xi)}, \Theta^{(\xi_g)}). \quad (17)$$

В этом случае значение остаточного кода-номера $Q_{i-1, zj}$ равно

$$Q_{i-1, zj} = a_{i-1, zj} f_{i-1, zj}^{(x)} + \dots + a_{m_z, zj} f_{m_z, zj}^{(x)} + Q_{izj}. \quad (18)$$

Теорема о восстановлении доказана.

Таким образом, получена система выражений (3) – (6), позволяющая восстановить без внесения погрешности все элементы a_{izj} последовательности $A(m, \Theta^{(x)})_j$ по заданным ограничениям и значению кода-номера $N(m, \Lambda, \Theta^{(x)})_j$.

Выводы

На основе изложенного следует, что: доказана теорема, обеспечивающая получение системы выражений для безошибочного восстановления элементов двухпризнакового двоичного полиадического числа. Определено минимальное количество данных, необходимых для организации процесса восстановления, к которым относятся следующие величины: значение кода-номера двухпризнакового полиадического числа, длина восстанавливаемой последовательности, ограничения на позиции с допустимым появлением единичных элементов, ограничения на число серий единиц в каждой допустимой зоне.

Список литературы

1. Гайкович Ю.В. Деев В.В. Интеллектуальные информационные системы. – М.: Воениздат. – 1991. – 336 с.
2. Кульгин М.Б. Технологии корпоративных сетей. – Санкт–Петербург: Питер, 2000. – 704с.
3. Ватолин В.И., Ратушняк А., Смирнов М., Юкин В. Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео. – М.: ДИАЛОГ – МИФИ, 2002. – 384 с.
4. Юдин А.К., Баранник В.В. Усеченное представление двоичных данных с ограниченным числом серий в полиадическом пространстве // Авиационно-космическая техника и технология. - 2006. № 2. С. 87 – 92.

Автоматизация поиска технологического процесса с применением конструкторско-технологического кода детали.

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Одной из основных задач автоматизированного проектирования является формализация технологической информации, как переменной, так и условно-постоянной, т.е. представление её с помощью набора формальных правил, позволяющих записать всю информацию на языке вводных устройств ЭВМ.

Для получения максимального эффекта от автоматизации процессов подготовки производства вначале должны быть выполнены работы по стандартизации ее элементов. Методической основой типизации технико-экономической информации, используемой при проектировании технологических процессов, создания единого информационного языка и кодирования с помощью средств вычислительной техники является классификация всех видов информации. Так, технологический классификатор деталей позволяет группировать их по технологическому подобию с целью разработки типовых технологических процессов [1].

Авиационное производство имеет много особенностей, которые отличают его от остальных производств. Одной из особенностей является создание конструкторско-технологической документации, ее ведение на этапах разработки и эксплуатации самолета. Это объясняется наличием большого количества номенклатуры деталей, высокой скоростью ее обновления [2].

В настоящее время детали самолета кодируются следующим образом:

серия самолета – модификация – система, которой принадлежит деталь, – **порядковый номер** детали.

Подобная система кодирования приводит к появлению множественности обозначений детали. Одинаковые детали могут использоваться на самолетах разной модификации. В этом случае деталь имеет несколько уникальных обозначений. Например, все системы, основанные на трубопроводах, симметричны и имеют симметричное расположение, еще, как правило, и дублируются для надежности. Следовательно, такие системы имеют одинаковые детали в их составе, которые будут отличаться в обозначении.

Устранить указанный недостаток можно с помощью использования конструкторско-технологического классификатора.

Единая система классификации удобна для хранения в базе данных описаний деталей и осуществления эффективного поиска деталей и их технологических процессов. На рис. 1 изображена схема работы системы. Для поиска детали-аналога технологу требуется только указать системе, какие параметры детали (знаки кода) должны совпасть (или не совпасть) у новой детали и детали-аналога. Система самостоятельно формирует временный код с учетом выбранных знаков. Этот код служит ключом поиска в БД деталей. Если системе не удается найти подходящее совпадение, то она предлагает повторить процедуру

выбора другой комбинации параметров или перейти к поиску типовой детали и типовых технологических процессов.

Объединив полученный код с привычным кодом, который указывается на чертеже, можно избежать двойственности обозначения детали. При этом конструкторско-технологический код детали используется только для описания детали в электронном виде, напрямую технолог не оперирует им.

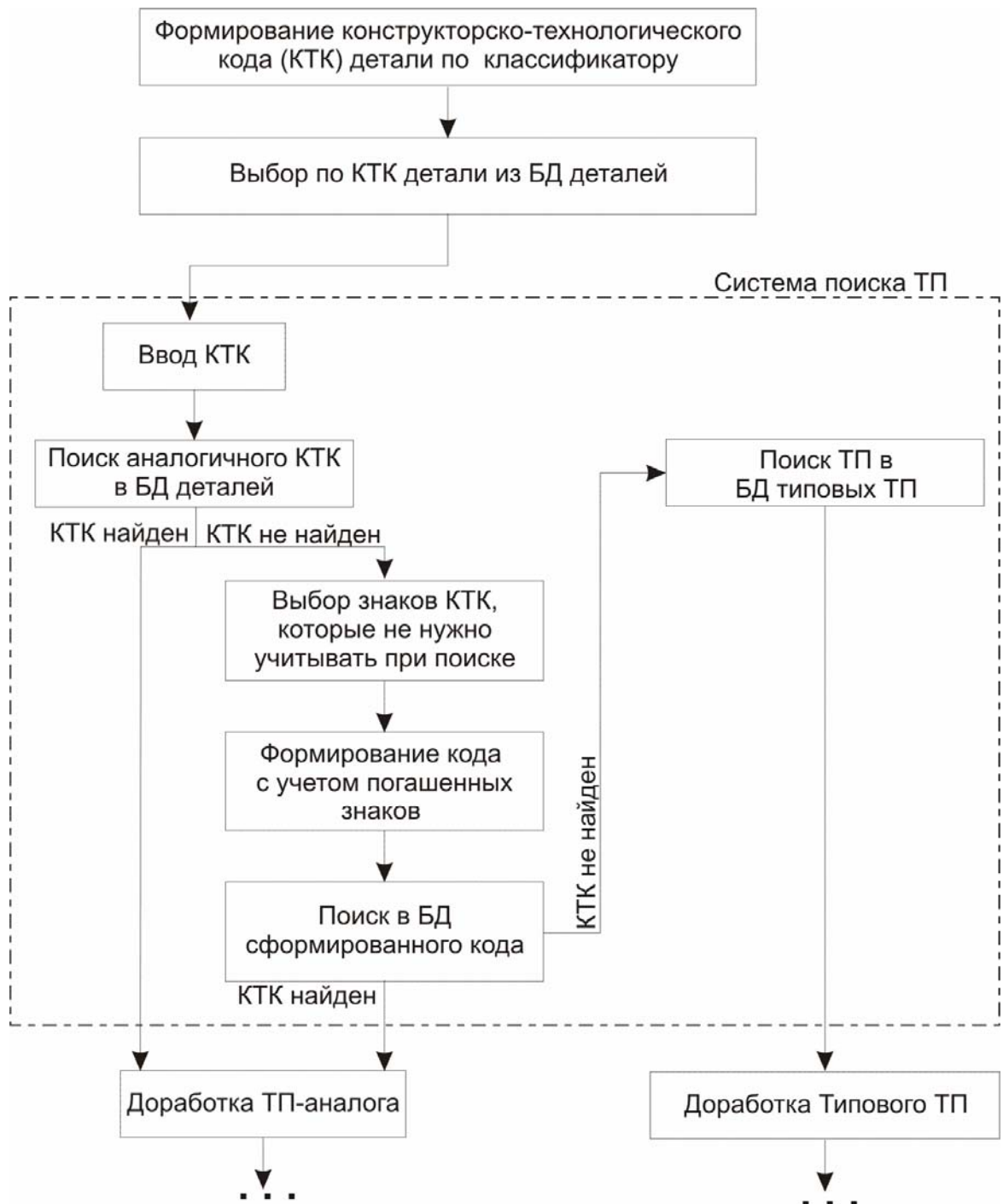


Рис. 1. Алгоритм работы системы

Рассмотрим принцип работы системы на примере.

В базе данных деталей существует описание следующей детали:



Рис. 2. Деталь №1

На основании ответов технолога системой формируется конструкторско-технологический код, который хранится в БД. Пусть он будет выглядеть так:

745423.**БД**6453.1544315E

Технологу необходимо занести в БД новую деталь (рис. 3)

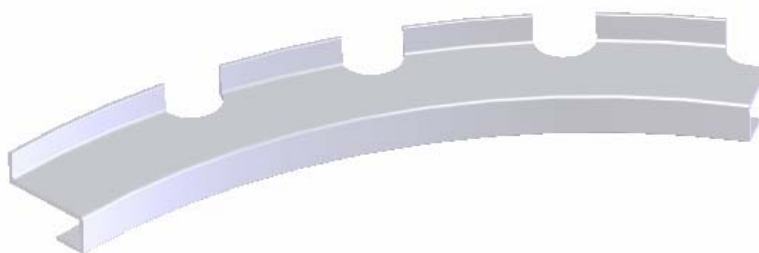


Рис. 3. Деталь №2

Как видно из рис. 2 и 3 эти две детали отличаются формой. Пусть они будут отличаться размерами - деталь №1 длиннее второй в два раза. Несмотря на различия в форме и размерах, с точки зрения технологии изготовления эти две детали одного типа, поэтому здесь мы можем применить проектирование ТП на основе существующего техпроцесса-аналога.

Составляем конструкторско-технологический код для детали №2. В данном случае коды будут отличаться только в одном знаке – длина детали - **В**. Код второй детали будет выглядеть следующим образом:

745423.**БВ**6453.1544315E

Переходим к поиску технологического процесса. Система производит поиск полностью совпадающего кода в БД. В нашем случае система не находит полностью соответствующий код и предоставляет возможность технологу выбрать знаки кода, которые необходимо игнорировать при поиске. Технолог выбирает знак, отвечающий за размеры детали. Система преобразовывает код согласно появившимся условиям и повторяет поиск. В результате она обнаруживает в БД, описанную ранее деталь №1, т.к. коды без знака «размерная характеристика» полностью совпадают. Система создает копию технологического процесса.

Данную копию технолог редактирует для новой детали. После завершения этого процесса система записывает в БД данные новой детали – название, ссылку на эскиз детали, привычный для конструкторов и технологов стандартный код детали, код, сформированный системой, и ссылку на файл техпроцесса.

Таким образом, можно сделать выводы, что классификация деталей по конструкторско-технологическим признакам удобна:

- для автоматизации поиска деталей-аналогов, и соответственно уже готового ТП. В авиационной промышленности очень много однотипных деталей, которые отличаются только формой заготовки, или размерами. Поэтому широкое распространение получило проектирование ТП на базе ТП-аналога. Чтобы найти подобный ТП, компьютеру легче сравнивать два-три десятка знаков, чем объемные текстовые описания;
- расширения возможностей поиска деталей-аналогов, предоставив возможность пользователю исключать некоторые конструкторско-технологические характеристики деталей из запроса на поиск;
- хранения описания детали в компьютере. Информация о детали хранится в виде набора из нескольких десятков букв и цифр. Если деталь описывать с помощью текста, объем увеличивается до нескольких сотен знаков. Системы ТПП работают в локальной сети по принципу «клиент-сервер», поэтому столь малый объем описания детали заметно снижает нагрузку на локальную сеть и повышает скорость обработки данных.

Система классификации и кодирования технологических операций создает основы для разработки бестекстовой технологии выполнения работ, а также автоматизированной разработки технологических процессов. Она призвана обеспечить единый для всех предприятий системный подход к выбору и применению методов и средств ТПП; организацию производства высокой степени гибкости, допускающей непрерывное его совершенствование, и быструю переналадку на выпуск новых изделий; рациональную организацию механизированного и автоматизированного выполнения комплекса инженерно-технических и управленческих работ; взаимосвязи ТПП и системы управления ею с другими системами управления.

Классификация и кодирование изделий и технологических процессов обеспечивают единство информационного сопровождения изделий на всех стадиях их жизненного цикла от маркетинга или научного обоснования до утилизации [1].

Литература

1. Компьютерные интегрированные технологии авиационного производства. Ч. 6. Автоматизированные системы технологической подготовки производства. Учеб. пособие /Кривцов В.С., Дьяченко Ю.В., Зайцев В.Е., Коллеров В.В., Павленко А.А. - Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 92 с.
2. Крысин В.Н. Технологическая подготовка авиационного производства. - М.:Машиностроение, 1984. – 200 с.
3. Технологический классификатор деталей машиностроения и приборостроения. – М., Изд-во стандартов, 1987. – 255 с.

Разработка методов построения командно-измерительного радиоканала для беспилотного летательного аппарата

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»
Харьковское государственное авиационное производственное предприятие*

Система передачи данных с помощью серии ретрансляторов наземного либо спутникового базирования для удаленных территориально-разнесенных систем зависит от многих факторов, таких, как вид сообщения, критерий качества передачи сигнала, зона обслуживания, массогабаритные показатели аппаратуры, стоимость. Основным критерий выбора системы передачи – экономическая эффективность, определяемая капитальными затратами и эксплуатационными расходами.

Совершенствование автономных систем передачи информации осуществляется различными путями, основными из которых являются следующие:

- исследование и разработка каналов передачи информации, основанных на использовании нетрадиционных носителей ретрансляционного оборудования;
- совершенствование методов и аппаратуры, обеспечивающей передачу и обработку информации с высокой скоростью, оперативностью, помехоустойчивостью и т.д., при сравнительно небольших массогабаритных характеристиках и малом потреблении энергии от автономных источников питания.

Ранее вопросам возможности передачи данных с помощью беспилотных летательных аппаратов (БЛА) было уделено недостаточно внимания. При проведении настоящего анализа технических возможностей, практической реализации системы передачи данных на основе высотных беспилотных летательных аппаратов были изучены два перечисленных выше пути совершенствования системы передачи данных (СПД).

Данный вариант автономной системы связи предполагает вместо спутниковых систем передачи (ССП) для обслуживания всей территории Украины, а также для упрощения и удешевления сотовых систем передачи создать специализированные системы связи с ограниченным доступом.

Основное назначение беспилотного летательного аппарата (БЛА) – ретрансляция радиосвязи в заданном районе в течение продолжительного времени. Кроме того, возможно использование БЛА для проведения исследований верхних слоев атмосферы и дистанционного зондирования земной поверхности.

Существенные преимущества СПД на основе беспилотного летательного аппарата перед спутниковыми и наземными мобильными системами связи:

- отсутствие космической подсистемы запуска и наземной измерительной подсистемы;
- существенно меньшие эксплуатационные затраты на обслуживание по сравнению с ССП;
- возможность обслуживания только «своей» или требуемой территории, региона и т.д.;
- существенно лучшая скрытность и ограниченность несанкционированного доступа;

- возможность организации геометрической структуры размещения электролетов, отличной от сотовой;
- оперативная смена параметров движения электролета.

К числу недостатков можно отнести следующее:

- меньший «жизненный» цикл электролета по сравнению со спутником (~1 год);
- ограниченный объем и масса аппаратуры СПД и других подсистем, размещаемых на электролете (~10...50 кг);
- потеря контроля и управления электролетом и, как следствие, возможность создания опасной ситуации для наземных объектов и людей в зоне падения электролета;
- отказ солнечных батарей и т.д.

Ожидаемая суммарная стоимость такой системы будет на порядок ниже стоимости, аналогичной по возможностям обслуживания и эксплуатационных расходов существующих и эксплуатируемых в настоящее время мобильных систем связи и будет существенно дешевле ССП, особенно при обслуживании территории Украины.

Целью настоящей работы является разработка методов построения командно-измерительного канала для беспилотного летательного аппарата.

Для реализации перечисленных выше требований предлагается использовать систему МИТРИС ИНТ, сверхвысокочастотного диапазона волн. Это цифровая система связи с интеграцией услуг на основе перспективных информационных и широкополосных микроволновых технологий, состоящая из центральной станции (ЦС) и абонентских станций (АС), в которой полосу частот 11,7...12,5 ГГц применяют для телерадиовещания, а полосу 12,75...13,2 ГГц – для фиксированной связи и может использоваться как совместно с подсистемой телерадиовещания, так и отдельно от нее.

Отличительные особенности системы МИТРИС-ИНТ:

- возможность непосредственного предоставления доступа к приложениям, включая телерадиовещание и передачу данных;
- большой (до 680 Мбит/с) канальный информационный ресурс при обеспечении значительных (до 600 км) размеров зон обслуживания и экологической безопасности (мощность излучения на один канал не превышает 100 мВт);
- использование оригинального протокола при формировании обратного канала, обеспечивающего существенное упрощение оборудования абонентской станции путем исключения жесткой синхронизации абонентских передатчиков;
- сверхнизкие (до 10 мВт) экологически безопасные уровни излучения абонентских передатчиков с помощью выбора разнесенного частотного ресурса в диапазонах частот 11,7...12,75 ГГц и 14,4...15,35 ГГц и использования помехоустойчивого кодирования;
- применение одной всенаправленной передающей антенны в прямом канале и 12-секторных антенн в обратном канале, что требует более простого радиоинтерфейса и упрощает планирование сети;

Услугами, предоставляемыми системой МИТРИС-ИНТ, являются:

- доведение до абонентов программ цифрового телевизионного вещания;

- предоставление абонентам услуг, базирующихся на интерактивном доступе к информационным ресурсам системы, а именно:
- видео по заказу (Video on Demand -VoD - возможность выбора, получения и воспроизведения видеоматериалов, хранящихся на ЦС системы);
- IP-телефония (IP-Phone - IPP);
- видеосвязь (Videolink - VL) между абонентами системы;
- доступ к сети Интернет и предоставление Интернет-услуг (Internet Service - IS);
- организация виртуальных частных(корпоративных) сетей (Virtual Privat Network - VPN).

Цифровое телевизионное вещание обеспечивает доведение до абонентов не менее шести пакетов телевизионных программ, содержащих до 10 программ каждый.

Для доступа в Интернет предоставляются каналы, соединяющие ЦС с узлом Интернет.

Для передачи информации от ЦС к АС (прямые каналы) применяются диапазон частот 11,7...12,75 ГГц.

Для передачи информации от АС к ЦС (обратные каналы) используется диапазон частот 14,4... 15,35 ГГц.

Передача информации по прямым каналам осуществляется ЦС с использованием антенны с круговой диаграммой направленности.

Прием информации по обратным каналам осуществляется ЦС с помощью 12-секторной антенны.

Прием и передача информации АС осуществляются с использованием узконаправленной антенны. При этом частотный ресурс обратных каналов разделяется между группами АС, а в АС внутри каждой группы используется одна несущая частота и метод доступа с временным разделением частотного ресурса.

Используемые протоколы и стандарты

При передаче данных:

- В прямых каналах используют стандарт - DVB-S, технология MPE и инкапсуляция IP пакетов.
- В обратных каналах применяют стандарты множественного доступа - TDMA, FDMAспециально разработанный протокол канального уровня и инкапсуляции IP пакетов.
- В сети ЦС используют стандарт Fast Ethernet на канальном уровне, а на сетевом уровне - протокол IP.

На уровне приложений:

- Услуги IS и VPN включают в себя: передачу IP-пакетов, в том числе с использованием технологии туннелирования; услуги, базирующиеся на протоколах HTTP, FTP, POP3/SMTP/IMAP, NNTP.
- Услуги VL на базе специально разработанного протокола обеспечивают двухстороннюю передачу между абонентами системы, использующими услуги IPP, видеоинформации с телекамер, входящих в состав АС.
- Услуги IPP на базе технологии "голос поверх IP" обеспечивают телефонную связь абонентов системы как между собой, так и - через сеть Интернет - с абонентами телефонных сетей, оснащенных оборудованием терминирования соответствующих IP-поток по стандартному протоколу H-323.

Цифровое телевизионное вещание осуществляется в стандарте MPEG-2. Авторизация и идентификация абонентов обеспечиваются сервером Radius. Защита на уровне IP и на уровне приложений гарантируется технологией firewall.

Архитектура системы

В состав системы МИТРИС-ИНТ входят:

- центральная станция;
- абонентская станция.

Центральная станция является ключевым звеном системы, предназначена для мультимедийных услуг и включает в себя:

- система приемно-передающая (СПП);
- станция телевизионного вещания (СТВ);
- станция интерактивного доступа (СИД);
- станция обратных каналов (СОК);
- система контроля и управления (СКУ).

СПП предназначена для формирования, излучения и приема сигналов, посредством которых поддерживаются прямые и обратные каналы связи между АС и ЦС.

СТВ служит для преобразования сигналов цифрового телевидения, поступающих от внешних источников, во входные сигналы СПП, обеспечивающие ретрансляцию телевизионных программ.

СИД предназначена для обработки запросов абонентов и формирования потоков данных, передаваемых по прямым каналам через СПП в процессе предоставления абонентам интерактивных услуг. В состав СИД входят:

- станция прямых каналов (СПК);
- станция коммутации и маршрутизации (СКМ);
- станция предоставления услуг (СПУ)

СОК служит для демодуляции сигналов, принимаемых СПП от АС, управления АС в части передачи данных по обратным каналам, предварительной обработки и пересылки этих данных в СИД.

СКУ предназначена для контроля технического состояния основных трактов и составных частей системы, а также для управления системой в процессе ее эксплуатации и технического обслуживания.

СКМ включает в себя все активное сетевое оборудование (маршрутизаторы, коммутаторы) центральной станции.

АС предназначена для обеспечения доступа абонентов к предоставляемым услугам.

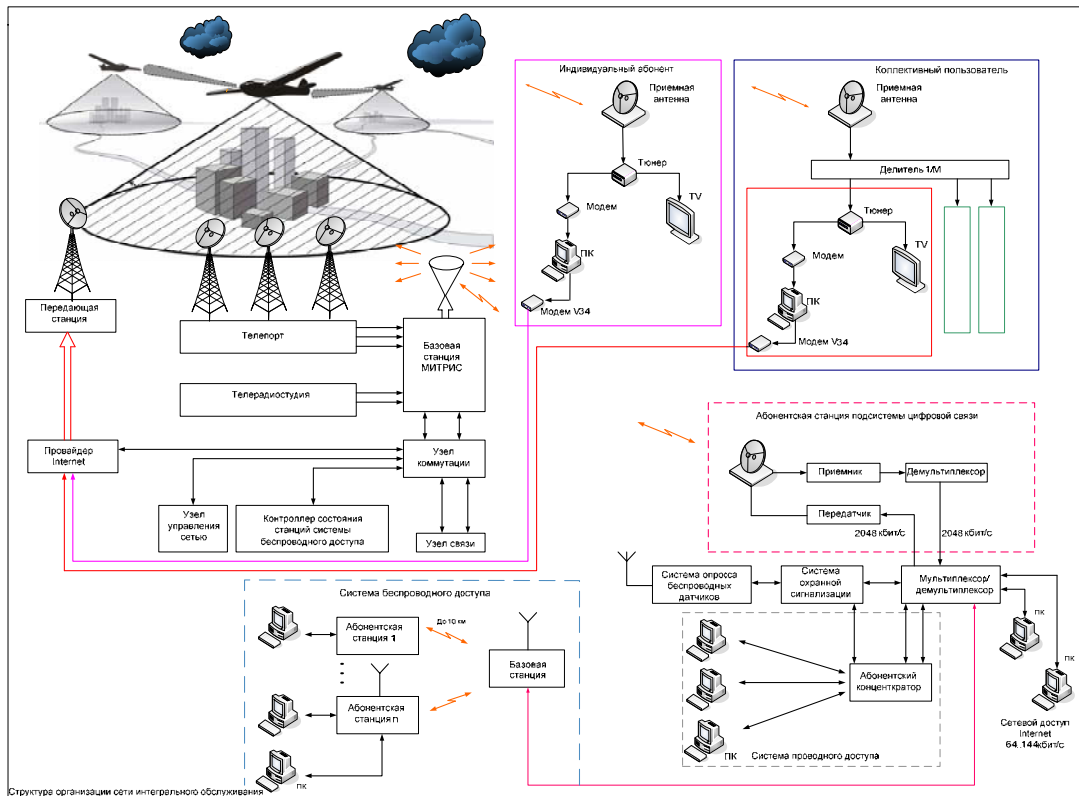
Абоненту доступны порт Ethernet 10/100 baseT для доступа к службам Интернет, пульт дистанционного управления телевизионным приемником для доступа к остальным службам, интерфейс USB для подключения видеокамеры, интерфейс FXS для подключения телефонного аппарата, интерфейс Audio для подключения аудиогарнитуры, интерфейс S-VIDEO для подключения телевизора и интерфейс PCMCIA для подключения модуля условного доступа.

Архитектурно система занимает все уровни стека протоколов IP.

Система характеризуется очень малой излучаемой мощностью — 50 милливольт на канал.

Пропускная способность сети обратных каналов - 2 Мбит/с на одной несущей. Данный ресурс может занимать все станции сети. При этом распределение ресурса между АС может устанавливаться соответственно потребностям пользователя с дискретом 19,2 кбит/с.

Станция обеспечивает отношение мощности сигнала к мощности шума в полосе, занимаемой сигналом, для сигналов аналогового телевизионного вещания не менее 14 дБ на расстоянии до 50 км в условиях дождя интенсивностью, которая не превышает среднестатистическую на протяжении 99% времени худшего месяца. Общая структура системы показана на рисунке.



Общая структура системы МИТРИС ИНТ

Таким образом, разработанная СПД на основе БЛА с установленной на борту системой МИТРИС ИНТ является экологически безопасной беспроводной сетью интегрального обслуживания. С помощью этой системы решаются вопросы создания единой системы передачи данных Украины специального назначения, обеспечение единого поля мобильной связи, обеспечение единого поля теле- и радиосвязи государственных и частных компаний.

Список литературы

1. МИТРИС-система интегрального обслуживания: состояние и перспективы// Радиоаматор. -1997. -№10.с.56-60/ Нарытник Т.Н., Галич В.Н, Ксензенко П.Я., Бойченко М.П., Войтенко А.Г.//
2. Нарытник Т.Н., Живков А.П., Липатов А. А. Состояние и перспективы развития спутниковой связи// Зв`язок. 1997.- №3.-с.28.
3. Интегральные устройства телекоммуникационных систем / -К.:Техника, 1998. / Нарытник Т.Н., Ильченко М.Е., Липатов А. А., Могильченко Н. Е. Савельев А.В., Якименко Ю.И.//
4. Спутниковая связь и вещание: Справочник. – 3-е изд., перераб. и доп. / В.А Болтов, В.Л Быков и др: Под ред. Л.Я. Кантора. – М.: Радио и связь, 1997. – 528 с.

Моделирование организационных структур и процессов управления рисками проекта

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Постановка задачи. Анализ исследований и публикаций. Реализация, управление проектом осуществляется в определенном внешнем окружении и в конкретной внутренней среде предприятия. То, что хорошо и эффективно для одного проекта и определенного окружения, может оказаться неэффективным в других случаях. В ходе выполнения многих проектов возникают проблемы из-за того, что их цели, организационное построение, методы управления несовместимы или конфликтуют с элементами внешнего окружения. Если проект организован неправильно, то управление, планирование, контроль и выполнение проекта оказываются нескоординированными, что приводит к нарушению сроков его выполнения и превышению сметы запланированных расходов. Успех проекта во многом определяется созданием эффективной структуры, распределением ресурсов, ролей и обязанностей, что позволяет связать различные внутренние части проекта с его внешними участниками [1].

Организация проектов включает в себя различные варианты, каждый из которых предназначен для конкретного типа. Выделяют следующие основные формы организационных структур предприятий, реализующих проекты [2]:

- функциональную (интегрированную);
- матричную;
- проектную (независимую).

Успешная практика проектного менеджмента предполагает создание организационной структуры предприятия, в которой на постоянной основе формируют команды, реализующие конкретные проекты. Руководитель проекта имеет широкие полномочия по использованию ресурсов предприятия, привлеченных для выполнения проекта. Проектная организация предусматривает полную независимость от соисполнителей, что означает самодостаточность и использование собственных ресурсов, персонала, помещений и т.д. Организация крупных проектов по своей системе может быть аналогична организации деятельности небольших компаний, что характерно, например, для инвестиционных проектов, имеющих иерархическую, переменную структуру, формируемую применительно к конкретным условиям функционирования.

Специалистами консалтинговой группы БИГ разработана и развивается профессиональная технология бизнес-моделирования нового поколения – программа ОРГ-Мастер [3]. ОРГ-Мастер решает комплекс задач в части моделирования деятельности предприятия на структурном и процессном уровнях, формирует документированные процедуры и организационные положения. ОРГ-Мастер, создавая бизнес-модель предприятия, фактически формирует базу знаний о его целях, структуре, ресурсах, процессах и других объектах управления. Наличие полной процессной бизнес-модели позволяет оперативно и наглядно получать информацию «Как организована деятельность предприятия» и помогает быстро и точно принимать управленческие решения по ее изменению, создавая и корректируя необходимые регламенты.

Анализ существующих публикаций в области управления проектами позволяет сделать следующие выводы:

- в работах ведущих специалистов из PMI акцентируется внимание на выборе организационной структуры проекта, распределении обязанностей и ответственности в команде проекта;

- до сих пор не существует единой модели организационной структуры, позволяющей распределить ответственность между руководителем проекта и руководителями подразделений предприятия;

- возможно дублирование функций членов команды в рамках выполнения нескольких проектов;

- необходимо формировать структуры управления проектными рисками для достижения целей, результатов проектов и программ с минимальными потерями [4].

Таким образом, разработка организационных и функциональных структур управления проектными рисками для снижения негативного воздействия неблагоприятных событий проекта представляет собой **актуальную научно-прикладную задачу**.

Целью данной работы является обеспечение управления проектами и программами на основе формирования единой информационной модели анализа и управления проектными рисками, что позволит менеджерам спланировать мероприятия по реагированию на основные риски проектов и снизить затраты на ликвидацию их последствий.

Основной материал. Средствами ОРГ-Мастер осуществляется построение организационно-функциональной модели реализующего проекты предприятия, которая состоит из иерархически упорядоченных классификаторов функций-процессов, организационных звеньев, ресурсов и документов, а также отношений между ними. Для каждого идентифицированного процесса определяются его целевое назначение и сопряженные процессы: предшественник и потребитель, информационное взаимодействие и обрабатываемые материальные ресурсы, средства реализации и регламенты исполнения. Это позволяет провести анализ организационных аспектов деятельности проектно-ориентированных предприятий, сделать бизнес-процессы предприятия стандартными и управляемыми, что в конечном итоге повышает его конкурентоспособность и возможность успешной реализации намеченных проектов.

С помощью инструментальных средств ОРГ-Мастер можно разрабатывать не только решения по созданию организационной и функциональной структур предприятия, но и моделировать процессы управления рисками в проекте. Средствами ОРГ-Мастер предложено сформировать структурированный перечень типовых рисков проекта, описать процессы идентификации, количественной оценки проектных рисков, планирования реагирования на риски проекта, контроля рисков в ходе выполнения проекта. Это позволит разработать информационную бизнес-модель реализации проекта, оперативно получать информацию о ходе выполнения проекта, создавать организационные и функциональные структуры управления всеми процессами проекта, корректировать необходимые регламенты проекта.

На основе ключевых функций офиса управления проектом (Project management office, PMO), который осуществляет централизацию и координацию управления выполняемых предприятием проектов и программ, создана информационная модель «Управление рисками проекта». В эту модель входят

базовые классификаторы «Функции», «Организационная структура», «Процессы», «Методы управления рисками» и проекции между ними «Функции – Организационная структура», «Организационная структура – Процессы», «Процессы – Методы управления рисками» (рис. 1 – 3).

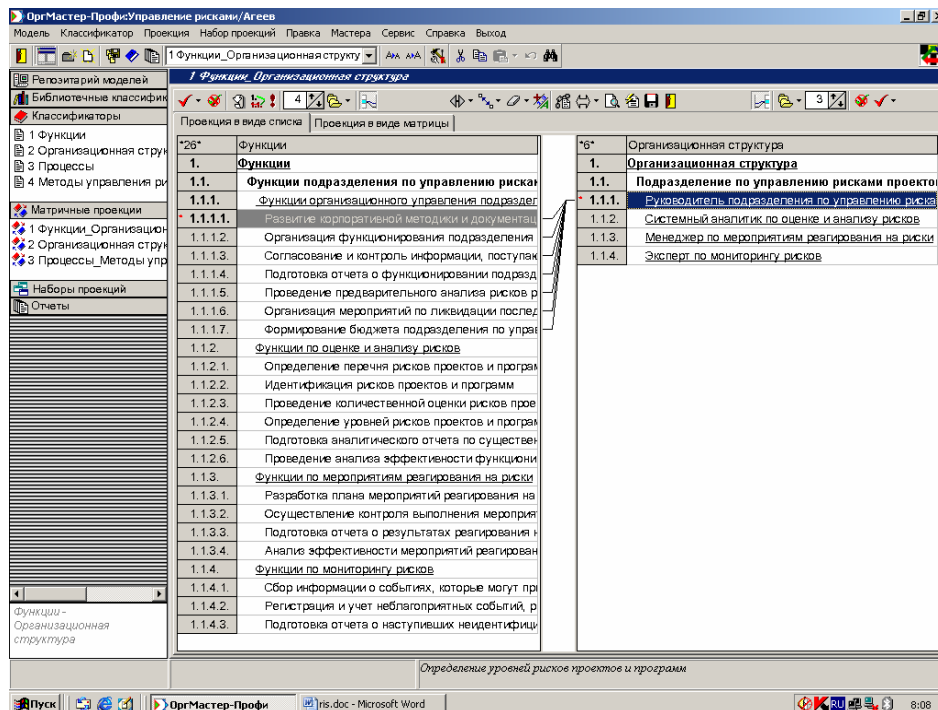


Рис. 1. Проекция «Функции – Организационная структура»

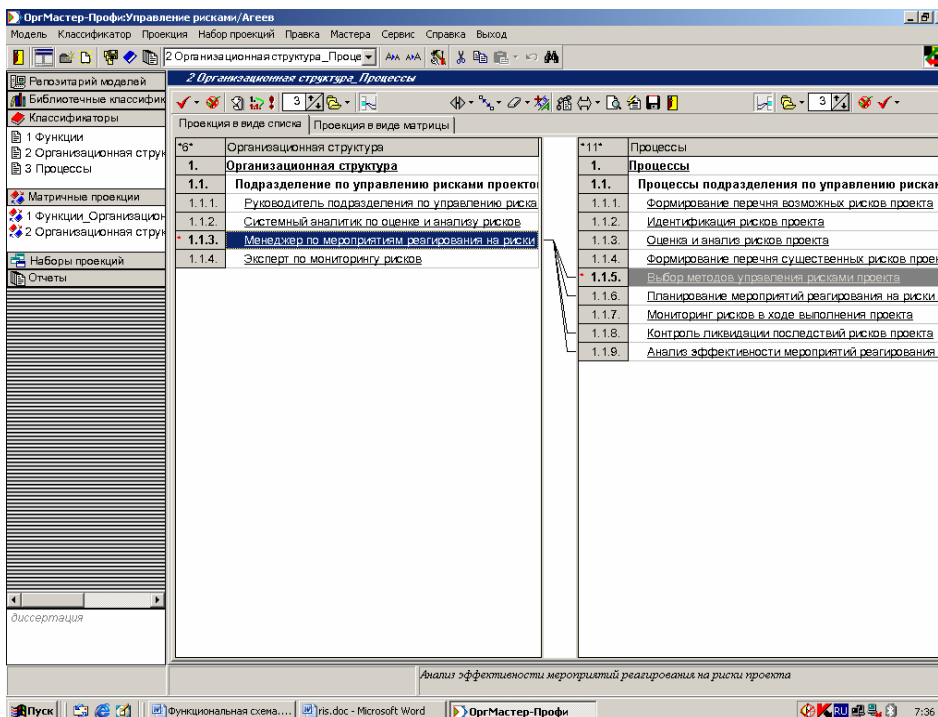


Рис. 2. Проекция «Организационная структура – Процессы»

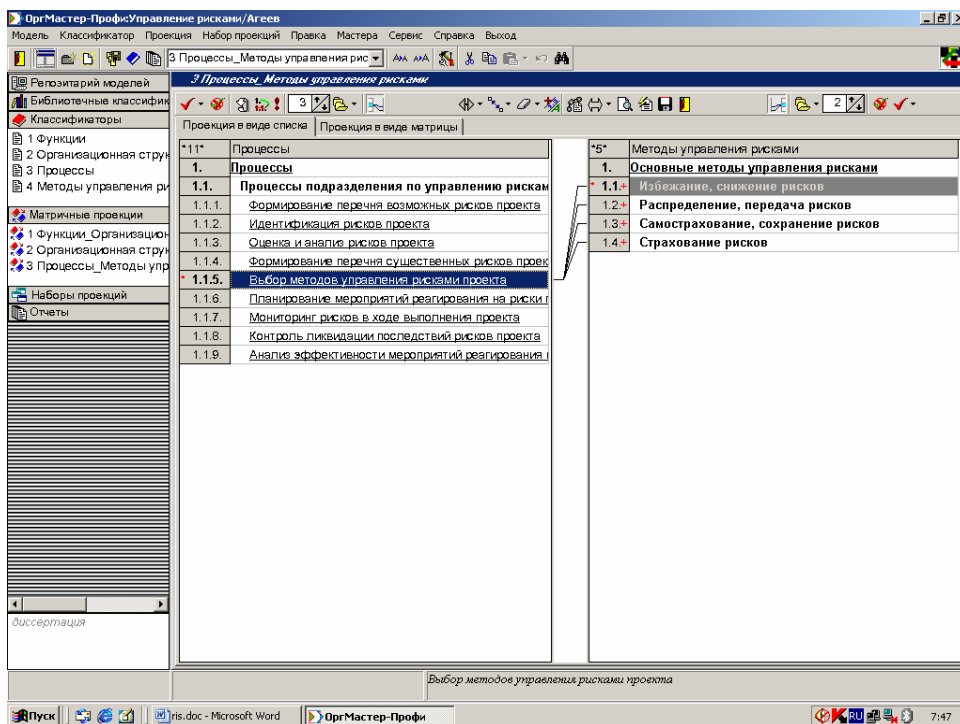


Рис. 3. Проекция «Процессы – Методы управления рисками»

Выводы

С помощью инструментальных средств информационной технологии бизнес-моделирования ОРГ-Мастер консалтинговой группы «БИГ Украина» сформирована модель управления проектными рисками, которая интегрирована в организационную и функциональную структуру РМО предприятия, участвующего в выполнении проектов и программ. Информационная модель управления рисками проектов и программ содержит взаимосвязанные классификаторы как процессов управления проектными рисками (планирование реагирования, мониторинг рисков, контроль выполнения мероприятий по ликвидации последствий рисков), так и процессов анализа возможных рисков проектов (идентификация рисков, их количественная оценка). Предложенная организационная структура и процессы управления рисками проектов позволяют регламентировать действия риск-менеджеров, избежать дублирования функций при выполнении нескольких проектов, уменьшить затраты на осуществление деятельности РМО предприятия.

Список литературы

1. Грей К.Ф., Ларсон Э.У. Управление проектами: практическое руководство. – М.: Дело и сервис, 2003. – 579 с.
2. Бушуев С.Д. Керівництво з питань проектного менеджменту. – К.: Українська асоціація управління проектами, 1999. – 197 с.
3. Кондратьев В.В., Краснова В.Б. Реструктуризация управления компанией: 17-модульная программа для менеджеров. Модуль 6. – М.: Инфра-М, 2000. – 240 с.
4. Хохлов Н.В. Управление риском. – М.: ЮНИТИ, 2001. – 239 с.

Интеллектуальная информационная технология поддержки принятия диспетчерских решений

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

Введение

В настоящее время актуальна проблема создания и внедрения прогрессивных информационных технологий в различные сферы деятельности человека. Особое значение имеют разработка и практическое применение интеллектуальных информационных технологий (ИИТ)[1] на базе использования современных теоретических и прикладных достижений.

Зарубежный и отечественный опыт компьютеризации производства и услуг показывает, что наиболее эффективной является разработка ИИТ методами и средствами инженерии знаний для поддержки принятия решений и управления организационными, производственными, экономическими и социальными процессами и системами. Развивается новая методология инженерии квантов знаний (ИКЗ) для анализа и синтеза ИИТ принятия решений и управления сложными объектами. За последние 10 лет разработаны теоретические и алгоритмические основы инженерии квантов знаний. Средства ИКЗ были использованы для решения задачи составления учебного расписания в вузе[2] и разработки экспертной системы (ЭС) «Штурман-розклад».

Специфика составления учебных расписаний в вузе и необходимость автоматизации интеллектуального труда диспетчера

Составление учебного расписания в вузе является ответственной и трудоемкой интеллектуальной работой диспетчера. Технология составления расписания предполагает сбор и классификацию исходной информации, составление вспомогательных таблиц наличия свободных аудиторий и занятости преподавателей, непосредственно составление расписания по группам, его проверку и корректировку, на основе человеческой интуиции и знаний. При этом диспетчеру приходится принимать решения в различных условиях неопределенности, учитывая большое число противоречивых, не всегда выполнимых требований и пожеланий.

В таблице приведена классификация требований, предъявляемых к учебным расписаниям.

Чтобы удовлетворить современным требованиям управления учебным процессом, нужны опытные, квалифицированные диспетчеры, знающие особенности и специфику организации учебного процесса конкретного вуза. Труд диспетчера требует больших интеллектуальных усилий и временных затрат.

Множество существующих средств автоматизации составления расписаний для вузов (например: специализированный редактор «Розклад» из программного комплекса «Деканат», программы «Avtor 2+», «Ректор 3» и др.) частично уменьшают трудоемкость рутинной работы диспетчера и совсем не облегчают его интеллектуальный труд.

Классификация требований, предъявляемых к учебным расписаниям

ВИД ТРЕБОВАНИЙ ПО ЗНАЧИМОСТИ	ГЛАВНЫЕ	ОПТИМИЗИРУЮЩИЕ			
ВИД ТРЕБОВАНИЙ ПО ХАРАКТЕРУ		МЕТОДИЧЕСКИЕ		ОРГАНИЗАЦИОННЫЕ	
СТЕПЕНЬ ВЛИЯНИЯ НА КАЧЕСТВО ПЛАНИРОВАНИЯ УЧЕБНЫХ ЗАНЯТИЙ		ОСНОВНЫЕ	ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ	ОСНОВНЫЕ	ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ
ПЕРЕЧЕНЬ ТРЕБОВАНИЙ	<p>1) включение в расписание всех видов занятий согласно семестровым (триместровым) планам;</p> <p>2) исключение любых противоречий (накладок) в проведении занятий;</p> <p>3) обеспечение всех видов занятий соответствующими учебными помещениями</p>	<p>1) равномерность недельной учебной нагрузки студентов;</p> <p>2) планирование лекций только на первые часы занятий (не позже третьей пары);</p> <p>3) планирование на рабочий день не более четырех и не менее двух пар аудиторных учебных занятий;</p> <p>4) планирование занятий по сложным дисциплинам на дни в середине недели</p>	<p>1) планирование не более двух практических занятий в день;</p> <p>2) соблюдение рационального временного интервала между лекциями, практическими и лабораторными занятиями по одной и той же дисциплине</p>	<p>1) исключение незапланированных окон в расписании учебных занятий для студентов;</p> <p>2) учет занятости преподавателя на административной работе, на других факультетах или различных вузовских курсах;</p> <p>3) обеспечение соответствия числа студентов и числа посадочных мест в аудитории;</p> <p>4) планирование занятий, сопровождаемых использованием технических средств, в специализированных аудиториях</p>	<p>1) планирование занятий в определенное время и дни недели для совместителей с учетом их индивидуальных пожеланий;</p> <p>2) минимизация числа переходов и пути переходов студентов из одного корпуса в другой в течение учебного дня;</p> <p>3) первоочередное планирование занятий в закрепленных за кафедрами и факультетами помещениях для студентов соответствующих специальностей;</p> <p>4) выделение свободного дня для выполнения индивидуальных заданий</p>

Опыт эксплуатации автоматизированных систем составления расписаний (АССР) в вузах выявил ряд существенных недостатков:

- высокий процент отказов в распределении занятий, что вынуждает диспетчера дорабатывать расписание вручную;
- практическая невозможность внесения коренных изменений в расписание занятий после его составления, что заставляет диспетчера составлять расписание заново;
- отсутствие возможности учета специфических для вуза требований и ограничений.

Диспетчер при составлении расписания опирается на свои знания и опыт, приобретенные им на протяжении многих лет работы. Например, он учитывает специфику аудиторного фонда, потребности того или иного преподавателя, особенности составления расписания в данном вузе, санитарно-гигиенические нормы, предъявляемые к расписанию, и др. Таким образом, задача оптимального составления учебных расписаний может быть решена с использованием моделей и методов ИКЗ. Опираясь на базу квантов знаний, как систему имплицативных и/или функциональных закономерностей[3], мы можем смоделировать причинно-следственные рассуждения диспетчера.

Постановка задачи программной реализации ИИТ поддержки принятия диспетчерских решений

Необходимо разработать интеллектуальную информационную технологию в виде действующего прототипа ЭС «Штурман-Розклад» на основе фРАКЗ-моделей для накопления профессиональных знаний по составлению учебных расписаний и компьютерной поддержки диспетчерских решений.

Сформулировать и решить с помощью ЭС «Штурман-Розклад» задачи принятия идентификационных и прогнозных решений в целях апробации и экспериментального подтверждения работоспособности и эффективности разработанной ИИТ.

Архитектура и режимы функционирования ЭС «Штурман-Розклад»

При проектировании системы «Штурман-розклад» использовали трехуровневую архитектуру, включающую в себя несколько уровней.

Уровень представления имеет следующие составляющие:

- функции, необходимые для синтеза учебных расписаний (1);
- инструментарий для анализа расписания (2);
- функции ввода-вывода данных в систему (3);
- инструменты работы со знаниями (4);
- функции обмена данными с другими приложениями и системами (импорта исходных данных и документов, экспорта учебных расписаний, а также генерации контрольных отчетов) (5).

Прикладной уровень отображает логику работы системы и включает в себя следующие блоки:

- функции управления справочниками (6);
- функции управления знаниями диспетчера, в том числе функции обучения и вывода на знаниях (7);
- функции управления доступом (8);

- объектная модель предметной области (9);
- системные функции (10);
- функции управления протоколами, которые позволяют отслеживать изменения, вносимые в расписание диспетчерами (11).

Уровень данных и знаний состоит из сервера базы данных, хранящей справочные данные по вузу, и сервера базы знаний, которая хранит знания диспетчера, необходимые для составления учебных расписаний (рис. 1).

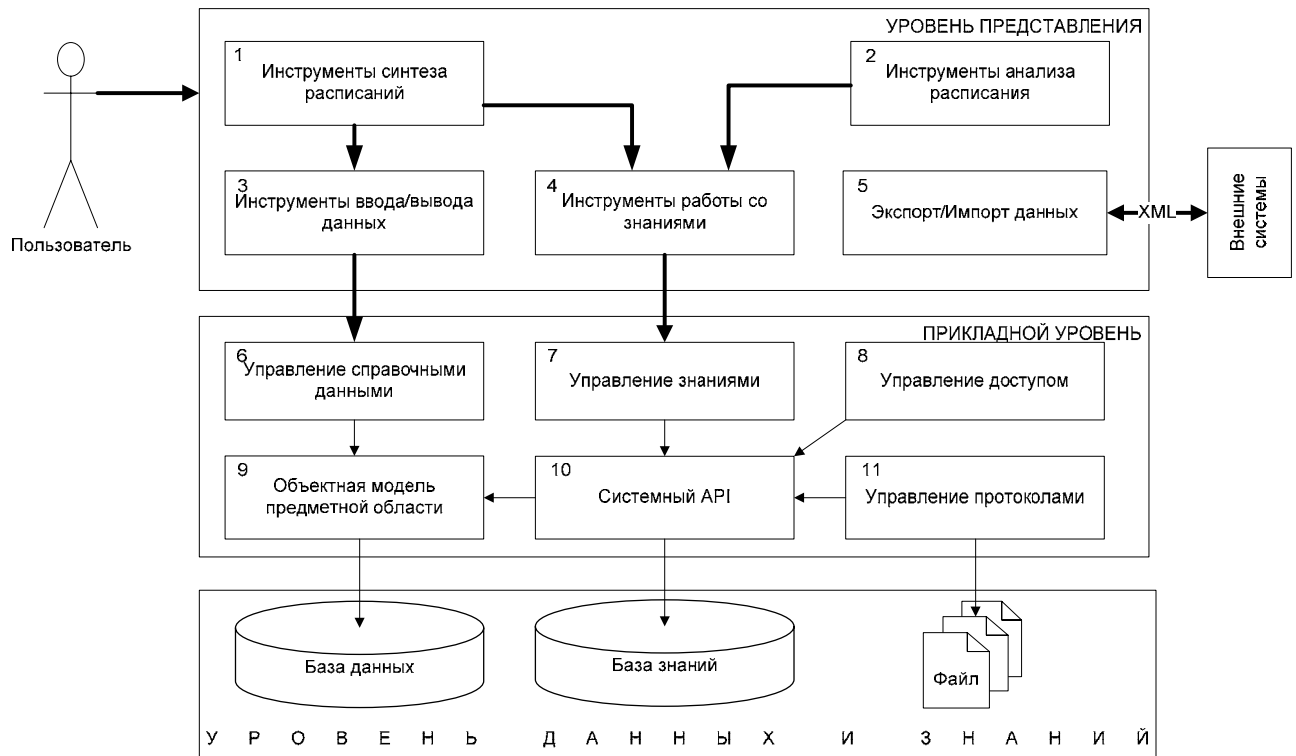


Рис. 1. Архитектура ЭС «Штурман-розклад»

Основными **режимами функционирования** ЭС «Штурман-Розклад» являются:

1. Режим формирования многосекционной квантовой базы знаний (БкЗ) диспетчера (получение, накопление, актуализация).

2. Режим вывода диспетчерских решений на основе построенной БкЗ.

На рисунке 2 показана функциональная схема интеллектуального ядра ЭС «ШТУРМАН-РОЗКЛАД».

Модуль построения дерева признаков и ввода СПОЗ дает возможность пользователю (инженеру по знаниям), обучающему систему, сформулировать названия признаков, указать их значения и ввести СПОЗ.

Модуль формирования базы квантов знаний диспетчера обеспечивает автоматическое преобразование введенных СПОЗ в квантовую сеть вывода решений.

Модуль оценивания сформированной базы квантов знаний диспетчера обеспечивает проверку полноты и непротиворечивости сформированной БкЗ.

Модуль ввода значений признаков, наблюдаемых у объекта принятия решений (ОПР), предназначен для ввода характеристик, описывающих наблюдаемую ситуацию, для дальнейшего принятия решений диспетчером.

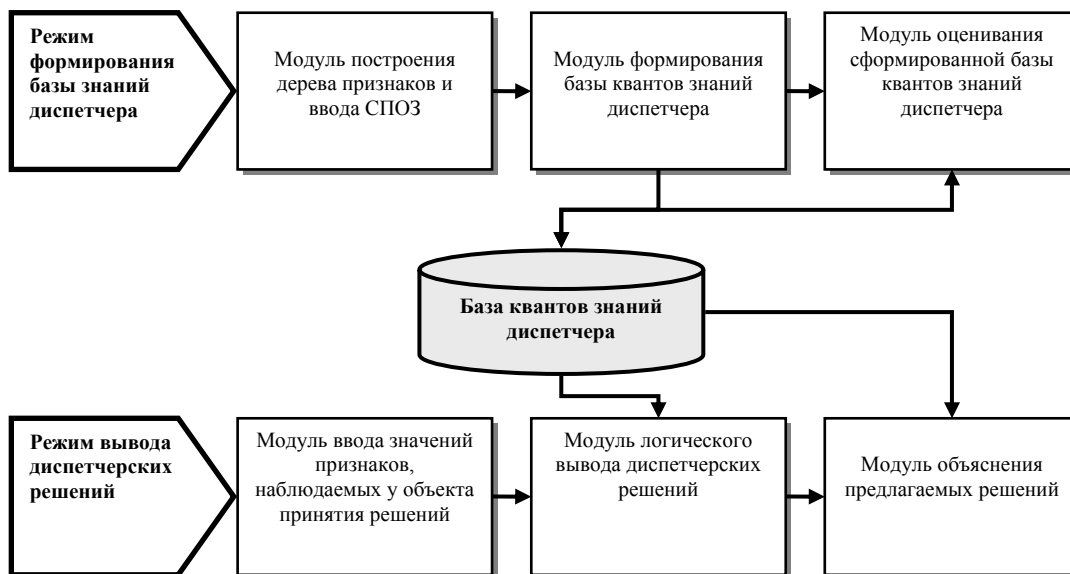


Рис. 2. Функциональная схема интеллектуального ядра ЭС «Штурман-Розклад»

Модуль логического вывода диспетчерских решений обеспечивает выдачу предлагаемых решений по составлению учебного расписания.

Модуль объяснения предлагаемых решений предназначен для объяснения предлагаемых решений.

Выводы

В отличие от существующих систем ЭС «Штурман-розклад» реализует знаниеориентированный (квантовый) подход к составлению расписаний занятий, что позволило:

- сократить временные затраты на составление учебных расписаний, в три раза по сравнению с «ручным» составлением, путем использования знаниеориентированного подхода;
- повысить качество расписания (удовлетворение максимального количества требований, предъявляемых СЭС и администрацией вуза к учебным расписаниям) благодаря учету специфики вуза и требований в базе квантов знаний;
- снизить риск принятия ошибочных решений в процессе составления расписаний до 8%.

Список литературы

1. Рассел С., Норвиг П. Искусственный интеллект: современный подход : Пер. с англ. – М. : Изд. дом "Вильямс", 2006. – 1408 с.
2. Россоха С.В., Соханюк И.Е. Проблема поддержки принятия диспетчерских решений при планировании расписания учебных занятий в техническом университете// Искусственный интеллект. – 2003. – №4. – С.349 – 356.
3. Сироджа И. Б. Квантовые модели и методы искусственного интеллекта для принятия решений и управления. – К.: Наук. думка, 2002. – 490 с.

Метод и алгоритмы оптимизации совокупности оснований системы обработки информации АСУ ТП реального времени, функционирующей в модулярной арифметике

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Введение. Задача синтеза структуры системы обработки информации (СОИ) АСУ ТП реального времени в модулярной арифметике (МА) непосредственно связана с выбором совокупности оснований (модулей) системы остаточных классов (СОК), непосредственно определяющих диапазон обработки информации и косвенно ее аппаратурные затраты. Это, в свою очередь, существенным образом влияет на точность вычислений, надежность (отказоустойчивость) функционирования и производительность обработки информации СОИ реального времени.

Анализ литературных источников и актуальность темы статьи. В существующих литературных источниках [1-3] количественно показана зависимость количества оборудования СОИ в СОК от количества и величины оснований МА. В этом аспекте представляется важным и актуальным вопрос решения задачи оптимизации совокупности модулей в МА.

Известно, что существует четыре принципа реализации арифметических операций в МА: сумматорный принцип (СП) (на базе малоразрядных двоичных сумматоров [1]); табличный принцип (ТП) (на основе использования ПЗУ [1, 3]); прямой логический принцип реализации арифметических операций, основанный на описании модульных операций на уровне систем переключательных функций, посредством которых формируются значения двоичных разрядов результирующих вычетов (в качестве элементной базы для технической реализации данного принципа целесообразно использовать систолические и программируемые логические матрицы, а также ПЛИС [1]); принцип кольцевого сдвига (ПКС), основанный на использовании кольцевых регистров сдвига (КРС) [3-5].

Отсутствие межразрядных связей (отсутствие процесса переноса) между двоичными разрядами в обрабатываемых в СОИ АСУ ТП операндах в процессе решения задач управления технологическим процессом (при реализации алгоритмов управления) на основе ТП или ПКС является одной из главных и наиболее привлекательных особенностей модулярной арифметики. В позиционной системе счисления (ПСС) выполнение арифметической операции предполагает последовательную обработку разрядов операндов по правилам, определяемым содержанием данной операции, и не может быть закончено до тех пор, пока не будут последовательно определены значения всех промежуточных результатов с учетом всех связей между разрядами. Таким образом, ПСС, в которых представляется и обрабатывается информация в современных АСУ ТП, обладают существенным недостатком – наличием межразрядных связей, которые накладывают свой отпечаток на методы реализации арифметических операций, усложняют аппаратуру, снижают достоверность вычислений и ограничивают быстродействие реализации управляющих алгоритмов. Поэтому естественно изыскание возможностей построения такой арифметики, в которой бы

поразрядные связи отсутствовали. В этом плане обращает на себя внимание система счисления в остаточных классах. Модулярная арифметика обладает ценным свойством независимости друг от друга остатков по принятой системе оснований. Эта независимость открывает широкие возможности в построении не только новой машинной арифметики, но и принципиально новой схемной реализации СОИ АСУ ТП, которая в свою очередь заметно расширяет применение машинной арифметики. Во многих литературных источниках [1, 3, 6] отмечается, что одним из практических направлений повышения пользовательской производительности СОИ АСУ ТП реального времени является внедрение нетрадиционных методов представления и обработки информации в числовых системах с параллельной структурой, и в частности, в так называемых модулярных системах счисления, обладающих максимальным уровнем внутреннего параллелизма в организации процесса переработки информации.

Цель статьи – разработать метод и алгоритмы оптимизации оснований МА для каждого из существующих принципов технической реализации арифметических операций.

Основная часть. Для разработки метода оптимизации вначале сформулируем общую задачу минимизации количества оборудования СОИ АСУ ТП при заданных требованиях к системе обработки информации реального времени (для данного диапазона разрядной сетки СОИ) в следующем виде

$$\begin{cases} M = \prod_{i=1}^n m_i = \text{const}, \\ V_{MA}^{(n)} = \sum_{i=1}^n f(m_i) \rightarrow \min, \end{cases} \quad (1)$$

где M - диапазон разрядной сетки СОИ; m_i - i -е основание МА; n - число информационных модулей МА; $f(m_i)$ - функция связи аппаратных затрат для i -го модуля МА; $V_{MA}^{(n)}$ - количество оборудования СОИ

Для сумматорного принципа реализации арифметических операций функция $f(m_i)$ принимает следующий вид $f(m_i) = \lceil \log_2 m_i \rceil$. В этом случае относительное количество V оборудования, приведенное к одному двоичному разряду длины разрядной сетки СОИ, будет равно величине

$$V_{\text{н}} \hat{e} = \sum_{i=1}^n \lceil \log_2 m_i \rceil \approx \log_2 M.$$

Минимальным значением V общих затрат оборудования будет являться величина $V = \log_2 M$ и процесс оптимизации набора модулей СОИ сводится к уменьшению суммы логарифмических дефектов η_i модулей МА (см. (1)). Для принципа кольцевого сдвига имеем следующее равенство $f(m_i) = m_i$.

Согласно неравенству Коши имеем:

$$\left[\prod_{i=1}^n m_i \right]^{\frac{1}{n}} \leq \left[\sum_{i=1}^n m_i \right] / n. \quad (2)$$

Тогда для табличного принципа реализации модульных операций в МА имеем $f(m_i) = m_i^2$. В этом случае очевидно следующее равенство, определяющее условие оптимальности выбора оснований МА

$$\prod_{i=1}^n m_i^2 = \left[\prod_{i=1}^n m_i \right]^2 = M^2 = \min. \quad (3)$$

В модулярной системе счисления необходимо выполнения условия: НОД - $(m_1, m_2, \dots, m_n) = 1$. Для определения оптимального набора оснований МА в ряде простых чисел фиксируется модуль, близкий к значению $\sqrt[n]{M}$, затем справа и слева от него выбираются остальные ближайшие таким образом, чтобы

выполнялось условие $\prod_{i=1}^n m_i \geq M$. Ввиду того, что ряд простых чисел обладает

малой плотностью в последовательности натуральных чисел, непосредственно произвести оптимальный синтез модулей в МА не представляется возможным.

Для разработки метода оптимизации оснований МА вначале введем и определим математический критерий K_n выбора модулей, представленный в виде [7]

$$K_n = \frac{m_n - m_1}{n},$$

где граничным значением будет число ноль, при условии равенства всех оснований. Используя этот критерий, рассмотрим метод уплотнения числового ряда при сохранении взаимной простоты входящих в него натуральных чисел. Например, для восьми простых чисел для значения 256 имеем набор $\{m_i\}$, для которых $m_1 \cdot m_2 \dots m_8 > 2^{64}$ и 239, 241, 251, 251, 257, 263, 269, 271, 277. При этом $K_n \approx 4,7$.

Известно, что любое число P можно представить в каноническом виде т.е.

$$P = p_1^{K_1} \cdot p_2^{K_2} \dots p_i^{K_i} \dots p_k^{K_k},$$

где p_i ($i = \overline{1, k}$) - простые числа. Используем форму канонического представления числа при $i=(1, 2)$ и $K_i=1$ для записи натуральных чисел, близких к числу 256

$89 \cdot 3 = 267$	$83 \cdot 3 = 249$
$53 \cdot 5 = 265$	$47 \cdot 5 = 235$
$37 \cdot 7 = 259$	$31 \cdot 7 = 217$
$29 \cdot 11 = 319$	$23 \cdot 11 = 253$

Сопоставляя данные числа с рядом простых чисел, получим следующее;

$$\underline{241}, \underline{249}, \underline{251}, \underline{253}, \underline{257}, \underline{259}, \underline{263}, 265, 267 \text{ и } \quad 11 \quad 7 \quad 5 \quad 3,$$

где подчеркнутые числа являются простыми (числа, имеющие только два делителя: себя и единицу), а на других отображены их сомножители. Для выполнения условия взаимной простоты достаточно удалить число 249 и оставшийся ряд будет иметь значение $K_n = 3,2$. Это обстоятельство свидетельствует о существенном "уплотнении" исходного набора взаимно простых чисел, соответствующих составным модулям вида $m_i = m_{i1} \cdot m_{i2}$.

Для всех принципов реализации арифметических операций в МА (кроме ТП), быстродействие выполнения модульных операций определяется величиной наибольшего модуля m_n СОК. Табличный принцип предполагает существенный рост аппаратных затрат СОИ при увеличении модуля m_n . (при увеличении длины l разрядной сетки СОИ). В том случае для обеспечения требований не снижения производительности обработки информации СОИ реального времени необходимо соблюсти неравенства $\sqrt[n]{M} \leq m_n$.

Условия равенства модулей и их взаимной простоты, при сохранении допустимой величины временных затрат на выполнение целочисленных арифметических операций, диктует необходимость возможного перехода к многоуровневой (многоступенчатая СОК) структуре построения СОИ АСУ ТП. Однако данная задача оптимизации требует отдельных серьезных исследований.

Исходя из исследований, проведенных в [4] и основываясь на свойствах МА сформулируем в общем виде алгоритм оптимизации оснований системы остаточных классов:

- задается ряд натуральных чисел 2,3,4,...;
- с целью обеспечения взаимно однозначного соответствия между

операндами в СОК и в ПСС в числовом диапазоне $\left[0, M = \prod_{i=1}^n m_i\right)$ производится

выбор совокупности оснований, которые удовлетворяют условию $M = \prod_{i=1}^n m_i \geq 2^l$;

- любая пара оснований СОК должна удовлетворять условию взаимной простоты, т.е. $\text{НОД}(m_i, m_j) = 1$ для $i, j = \overline{1, n}$ ($i \neq j$);

– с целью простоты реализации арифметических операций в отрицательном числовом диапазоне одно из оснований СОК должно быть четным, т.е. $M \equiv 0 \pmod{2}$;

– критерий оптимизации оснований СОК – минимальное количество оборудования операционного устройства СОИ; в формализованном виде данный критерий представляется по-разному – в зависимости от принципа реализации арифметических операций. Так, для принципа кольцевого сдвига (на основе использования кольцевых регистров сдвига) критерий оптимизации может быть представлен в зависимости от метода реализации ПКС. Для метода двоичного позиционно-остаточного кодирования критерий оптимизации представляется в виде

$$\sum_{i=1}^n \left(\left\lceil \log_2(m_{i-1}) \right\rceil + 1 \right) = \min,$$

а для метода унитарного позиционно-остаточного кодирования – $\sum_{i=1}^n m_i = \min$.

В качестве примера представим результаты оптимизации набора оснований МА для табличного принципа реализации арифметических операций (табл. 1). В данной таблице для соответствующего значения длины l разрядной сетки СОИ представлены (первая строка) совокупность оснований МА, а также (вторая строка) значения количества двоичных разрядов, необходимых для представления данных модулей. В соответствии с результатами первой фундаментальной теоремы Гаусса выполнение рациональных операций над наименьшими комплексными вычетами можно однозначно и единственным способом заменить выполнением тех же операций над соответствующими им

вещественными вычетами по вещественному модулю, равному норме комплексного модуля. Данное обстоятельство позволяет использовать предложенные алгоритмы оптимизации для гиперкомплексных числовых структур.

Табл. 1

Совокупность оптимальных оснований МА

l	a_i	Основания МА															
		m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7	m_8	m_9	m_{10}	m_{11}	m_{12}	m_{13}	m_{14}	m_{15}	m_{16}
1		3	4	5	7	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
		2	2	3	3	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
2		2	5	7	9	11	13	–	–	–	–	–	–	–	–	–	
		1	3	3	4	4	4	–	–	–	–	–	–	–	–	–	
3		3	4	5	11	13	17	19	–	–	–	–	–	–	–	–	
		2	2	3	4	4	5	5	–	–	–	–	–	–	–	–	
4		2	3	5	7	11	13	17	19	23	29	–	–	–	–	–	
		1	2	3	3	4	4	5	5	5	5	–	–	–	–	–	
8		2	3	5	7	11	13	17	19	23	29	31	37	41	43	47	53

Выводы

В данной статье представлен метод оптимизации оснований МА. На основе этого метода и в зависимости от принципа реализации арифметических операций разработаны конкретные алгоритмы оптимизации оснований МА. Использование оптимизационной совокупности оснований будет способствовать решению задачи оптимизации СОИ АСУ ТП.

Список литературы

1. Акушкин И.Я., Юдицкий Д.И. Машинная арифметика в остаточных классах. Сов. радио, 1968. – 440 с.
2. Жихарев В.Я., Юнес Эль Хандасси, Краснобаев В.А. Пути повышения производительности и отказоустойчивости ЭВМ // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ (ХАИ). – 2003. Вып. 19. – С. 269 – 282.
3. Жихарев В.Я., Юнес Эль Хандасси, Краснобаев В.А. Методы и алгоритмы реализации арифметических операций в классе вычетов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ (ХАИ). – 2003. Вып. 20. – С. 84 – 101.
4. Ілюшко В.М., Мохаммед Джасим Мохаммед, Краснобаев В.А. Концепция проектирования отказоустойчивых систем обработки информации реального времени // Збірник наукових праць. Системи обробки інформації. - Харків: НАНУ ПАНМ, ХВУ. 2005. – Вип. 4. (44). – С. 52 - 56.
5. Ілюшко В.М., Мохаммед Джасим Мохаммед, Краснобаев В.А. Исследование влияния свойств модулярной арифметики на структуру и принципы функционирования систем обработки информации реального времени // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2005. - № 2(10).-С. 132 - 139.
6. Основи надійності цифрових систем / В.С. Харченко, В.Я. Жихарев, В.М. Ілюшко, В.А. Краснобаєв, П.М. Куліков, І.В. Лисенко, М.В. Нечипорук, Г.М. Тимонькін. – Підручник. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіа. ін-т», 2004. – 542 с.
7. Ирхин В.П. Проектирование непозиционных специализированных процессоров. Воронеж: Изд. во Воронеж. гос. ун та, 1999. – 136.

Разработка программного средства имитационного моделирования распределенных баз данных

Харьковский национальный университет радиоэлектроники

В настоящее время интенсивно разрабатываются и внедряются информационно-поисковые системы, составной частью которых являются распределенные базы данных (РБД). Проектирование РБД является сложным процессом, который требует больших материальных и трудовых ресурсов, а также учета различных случайных факторов, действующих при функционировании РБД. В связи с этим одним из самых мощных и наиболее эффективных методов исследования процессов в таких системах является имитационное моделирование.

Сущность метода имитационного моделирования состоит в написании компьютерной программы, имитирующей процесс функционирования системы, и проведение экспериментов на этой программе с целью получения статистических характеристик проектируемой системы. Используя результаты имитационного моделирования, можно описать поведение системы, оценить влияние различных параметров системы на ее характеристики, выявить преимущества и недостатки предлагаемых изменений, прогнозировать поведение системы [1, 2].

Предлагаемый инструментарий разработки РБД может быть использован в системах дистанционного образования. Дистанционные системы обучения в первую очередь должны быть реализованы с возможностью доступа к ней как можно большего числа пользователей, а также с высокой степенью мобильности, охвату предметных областей знаний и возможностью централизованного добавления и изменения информации, хранящейся в базе данных. Таким образом, в таких системах очень часто используются распределенные базы данных.

Распределенная база данных представляет собой набор логически связанных файлов, расположенных на различных узлах компьютерной сети. Проведенные исследования в этой сфере показывают, что наибольшее влияние на эффективность таких систем оказывает расположение файлов РБД.

Ставится задача разработки программного средства имитационного моделирования распределенных баз данных с целью получения статистических характеристик разрабатываемой системы. Модель предназначена для оценки эффективности функционирования РБД в компьютерной сети с пакетной коммутацией и адаптивной маршрутизацией с помощью выбранных характеристик: среднего времени выполнения запросов пользователей и средней доступности файлов РБД. Также в модели предусмотрен учет случайных факторов, таких как выход из строя каналов связи и узлов сети. Кроме того, необходимо учитывать ограничения на объем запоминающих устройств, а также обеспечить доступность файлов РБД в пределах заданных допустимых значений.

С формальной точки зрения постановка задачи формулируется следующим образом. При заданных исходных данных:

- 1) число ЭВМ, используемых в сети;
- 2) координаты узлов сети;
- 3) количество файлов РБД, которые размещаются на узлах;

- 4) матрица расположения файлов;
- 5) интенсивность использования файлов РБД;
- 6) вероятности выхода из строя каналов связи и узлов;
- 7) интенсивность генерации запросов пользователей;
- 8) время прохождения запроса по каналу связи между начальными и конечными узлами;

требуется определить выполняются ли ограничения по доступности каждого файла РБД и времени выполнения запроса пользователя.

Один из основных показателей эффективности функционирования таких систем - время обработки запроса пользователя. Если время задержки запроса в системе значительно, то пользователь в конечном итоге не будет пользоваться предложенной ему системой. Так же большое значение имеет доступность файлов распределенной базы данных, если файлы часто будут не доступны и запросы пользователей не будут выполняться, то такая система будет неэффективной.

Модель заключается в проверке ограничений на время нахождения запроса пользователя в системе и доступность файлов РБД с помощью имитационного моделирования [3]. Процесс моделирования представляет собой итерационный процесс, включающий три основные фазы: проведение имитационного эксперимента на ЭВМ, расчет характеристик работы РБД на основе выбранных критериев оптимальности и принятие решения разработчиком об изменении структуры сети. Большую роль при этом играет наглядность процесса проектирования, визуализация промежуточных результатов и окончательных решений.

Сущность имитационной модели состоит в проверке функциональных характеристик РБД:

- 1) среднего значения доступности файла j из узла i , определяемой соотношением

$$D_{ij}^{cp} \geq D_{ij}^{дон}, \forall \langle i, j \rangle \in D, \quad (1)$$

где D_{ij}^{cp} - средняя доступность j -ого файла из i -того узла;

$D_{ij}^{дон}$ - средняя допустимая доступность j -ого файла из i -того узла;

D - множество отслеживаемых упорядоченных пар $\langle i, j \rangle$ по доступности.

Величина D_{ij}^{cp} определяется по формуле

$$D_{ij}^{cp} = \frac{1}{T} \sum_{i=1}^T \left[1 - \prod_{\substack{k=1 \\ k \neq i}}^n (1 - K_{ik}(t)x_{kj})(1 - x_{ij}) \right], \quad (2)$$

где T - число перераспределений маршрутных таблиц;

$K_{ik}(t)$ - коэффициент, характеризующий готовность некоторого пути между i -м и k -м узлами в момент времени t ;

$$x_{kj} = \begin{cases} 1, & \text{если } j\text{-й файл размещен в } k\text{-ом узле;} \\ 0, & \text{в противном случае;} \end{cases}$$

$$x_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{если } j\text{-й файл размещается в } i\text{-ом узле;} \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases}$$

- 2) среднее время пребывания запросов пользователей в РБД

$$T_{ij}^{cp} \leq T_{ij}^{дон}, \forall \langle i, j \rangle \in T, \quad (3)$$

где T_{ij}^{cp} - среднее время пребывания в РБД запросов класса $\langle i, j \rangle$;

$T_{ij}^{доп}$ - среднее допустимое время пребывания в РБД запросов класса $\langle i, j \rangle$;
 T - множество отслеживаемых классов запросов по времени пребывания в РБД.

Среднее время пребывания в РБД запросов класса $\langle i, j \rangle$ определяется следующим образом:

$$T_{ij}^{cp} = \frac{1}{n_{ij}} \sum_{k=1}^{n_{ij}} T_{ij}^k, \forall \langle i, j \rangle \in T, \quad (4)$$

где n_{ij} - количество запросов класса $\langle i, j \rangle$, сгенерированных в РБД;

T_{ij}^k - время пребывания в РБД k -го запроса класса $\langle i, j \rangle$.

Проверка ограничения (1) осуществляется путем определения значений коэффициента K_{ik} по кратчайшим путям. В случае невыполнения соотношений (1) необходимо увеличить число копий P_j соответствующих файлов

$$P_j = \sum_{i=1}^n x_{ij} + 1, \quad (5)$$

для всех файлов j из $\langle i, j \rangle \in D$.

Если не выполняется соотношение (3), то в модель оптимального размещения вводятся дополнительные ограничения. При этом предполагается, что отслеживаемые запросы имеют наивысший уровень приоритета.

Имитационный эксперимент заключается в моделировании выполнения большого количества запросов пользователей к РБД.

Имитационная модель состоит из следующих элементов:

- событий;
- состояний;
- датчиков случайных чисел;
- критерия остановки;
- методов обработки результатов.

Событием модели считается скачкообразное изменение ее состояния. События могут быть первичными (прибытие запроса, завершение обслуживания, выход из строя канала связи или узла) и вторичными (по отношению к прибытию — прием запроса на обслуживание, продвижение очереди и т. п.), которые наступают как следствие первичных. Состояние системы должно быть определено со степенью детальности, необходимой и достаточной для продолжения процесса моделирования. С помощью генераторов случайных чисел в модели формируются ее очередные состояния (моменты наступления следующих событий, определение какие файлы необходимы для запроса и т.д.). Случайные величины генерируются в соответствии с заданными распределениями. Критерий остановки определяет момент прекращения прогона модели. Обработка результатов моделирования состоит в сжатии получаемой информации, вычислении статистических характеристик системы [4].

В модели используется 3 класса событий: возникновение запроса пользователя, завершение выполнения запроса и выход из строя канала связи или узла. Поток запросов моделируется как рекуррентный (момент возникновения очередного запроса получаем путем добавления случайного интервала к предыдущему), момент завершения выполнения запроса – добавлением к текущему моменту случайной длительности обслуживания. Узел, на котором возник запрос, определяется с помощью генерации случайной величины с учетом

вероятности, установленной экспертом для каждого узла сети на основе знаний предметной области и максимально соответствующая потоку запросов пользователей реальной системы. Файлы базы данных, которые нужны для обслуживания запроса, определяются с учетом вероятности, также установленной экспертом для каждого файла РБД. Выходы из строя каналов связи и узлов моделируются на основе характеристик, указанных производителем оборудования.

Работа модели начинается с установки в нуль счетчика модельного времени. Далее формируется случайная величина, отражающая через какое время возникнет очередной запрос пользователя, а также рассчитывается какие файлы РБД нужны для обслуживания запроса и на основе матрицы расположения файлов по узлам сети формируется массив узлов, содержащий необходимые файлы. Если ближайшим событием является сгенерированный запрос пользователя, то к модельному времени добавляется время возникновения запроса. Затем рассчитываются маршруты прохождения запроса от узла-источника на все узлы-получатели из массива узлов, на которых находятся необходимые файлы, и проверяется работоспособность каналов связей и узлов на этих маршрутах. Если на маршруте прохождения запроса есть поврежденные узлы или каналы связей, то узел или канал связи помечается как поврежденный на некоторое время, которое определяется с помощью заданных значений ремонта узлов и каналов связей.

Далее рассчитывается время выполнения этого запроса и определяется ближайшее событие. Если ближайшим событием является завершение выполнения запроса, то к модельному времени добавляется время выполнения запроса и рассчитываются характеристики: доступность файлов и время выполнения запроса. Если ближайшим событием является возникновение следующего запроса или завершение обслуживания предыдущего запроса, то моделируются эти события.

Когда выполняется условие остановки алгоритма (достигнуто заданное количество сгенерированных запросов или достигнуто заданное время моделирования), выполняется расчет средних значений доступности файлов и времени выполнения запросов пользователей.

Особое внимание необходимо уделить маршрутизации запросов в сети. При адаптивной маршрутизации маршрут движения запросов определяется состоянием сети, здесь должны учитываться текущая нагрузка каналов связи, выходы из строя каналов связи и узлов.

Задача поиска пути заключается в определении наилучшего маршрута. Под наилучшим маршрутом, как правило, понимают кратчайший. Найти кратчайший маршрут можно выбором из всех найденных. Однако совсем не обязательно искать все маршруты. Можно поступить иначе: во время выбора очередной точки проверить, не превысит ли длина формируемого маршрута длину уже найденного пути, если эта точка будет включена в маршрут; если превысит, то эту точку следует пропустить и выбрать другую. Таким образом, после того как будет найден первый маршрут, программа будет вести поиск только по тем ветвям графа, которые могут улучшить найденное решение, отсекая пути, делающие формируемый маршрут длиннее уже найденного.

Алгоритм имитационного эксперимента приведен на рис. 1.

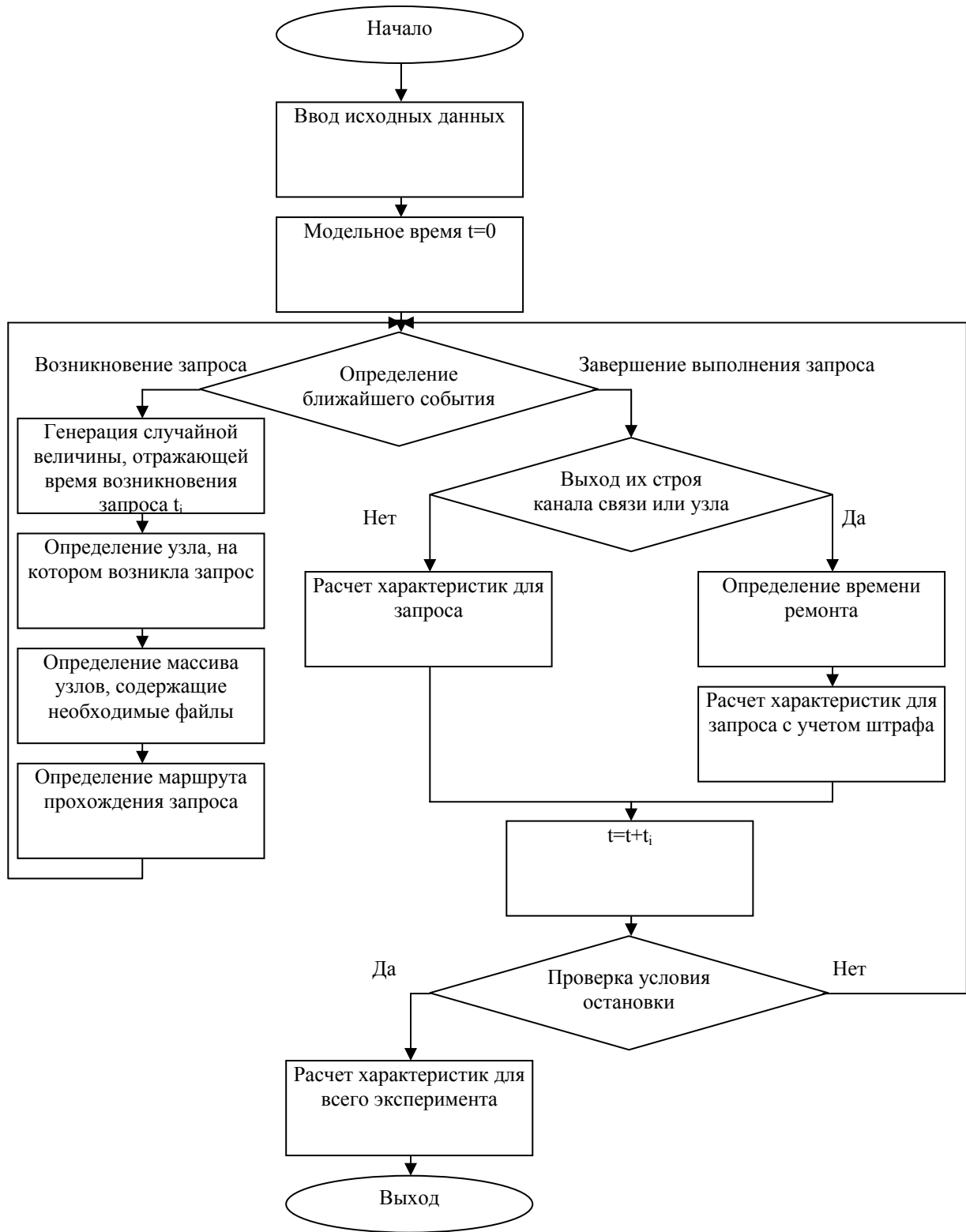


Рис. 1. – Алгоритм имитационного эксперимента

В основу реализации имитационной модели положен модульный подход. Данный подход имеет целый ряд преимуществ, особенно ощутимых при реализации сложных имитационных моделей. Прежде всего, если модель

достаточно сложна, требует значительного объема памяти и машинного времени, то возможности использования такой модели для имитационного эксперимента оказываются весьма ограниченными. Единственным выходом в этом случае оказывается декомпозиция модели с тем, чтобы программы, реализующие отдельные модули, работали последовательно и обменивались информацией по тем или иным правилам. Реализация имитационной модели на ЭВМ предполагает разработку следующих модулей:

1) модуль синтеза сети, который задает структуру сети, а также количество и емкость вычислительных устройств, расположенных в узлах сети;

2) модуль генерации запросов. Этот модуль моделирует возникновение запросов пользователей и определение какие файлы нужны для его выполнения;

3) модуль сети передачи данных, который отвечает за выбор маршрута и прохождение запроса от узла-источника на узел-получатель. Из всех возможных маршрутов прохождения запроса по сети необходимо выбрать маршрут с минимальной стоимостью;

4) модуль каналов связей и узлов. Этот модуль с использованием заданных вероятностей выхода из строя каналов связей и отказов узлов определяет может ли запрос пользователя пройти с узла-источника на узел-получатель по указанному маршруту;

5) модуль обработки запросов, который имитирует обработку запросов пользователей, поступивших к ЭВМ;

6) модуль расчета результирующих характеристик;

В дальнейшем для каждого модуля:

1) уточняются и конкретизируются те гипотезы, которые непосредственно относятся к процессам и элементам, относящимся к данному модулю;

2) определяется соответствующее подмножество входных и выходных данных;

3) формируется множество параметров;

4) формализуются основные законы взаимодействия элементов модуля.

При этом происходит переход от качественных зависимостей модели к точным количественным зависимостям и логическим схемам взаимодействия элементов внутри модуля.

При разработке программного средства можно использовать либо универсальные языки программирования типа Си, Паскаль, либо специализированные языки имитационного моделирования типа Gpss, ProModel, Matlab, AnyLogic [5].

Специализированные языки удобны для программирования, отличаются концептуальной направленностью, что позволяет при составлении несложных имитационных моделей опустить этап построения формальной модели. Однако такие языки требуют специальных трансляторов, которые не всегда входят в стандартное программное обеспечение ЭВМ, а также могут не содержать каких либо специальных блоков, необходимых для построения сложных моделей. В свою очередь, использование универсальных языков, как правило, увеличивает сложность создания программ, хотя и допускает проведение практически любых имитационных экспериментов, что расширяет область практического применения модели. Ввиду указанных особенностей специализированных языков, а также возможностей и достоинств универсальных языков разработка программного средства проводилась в среде визуального программирования Borland Delphi [6].

Интерфейс программного средства проектирования РБД приведен на рис.2.

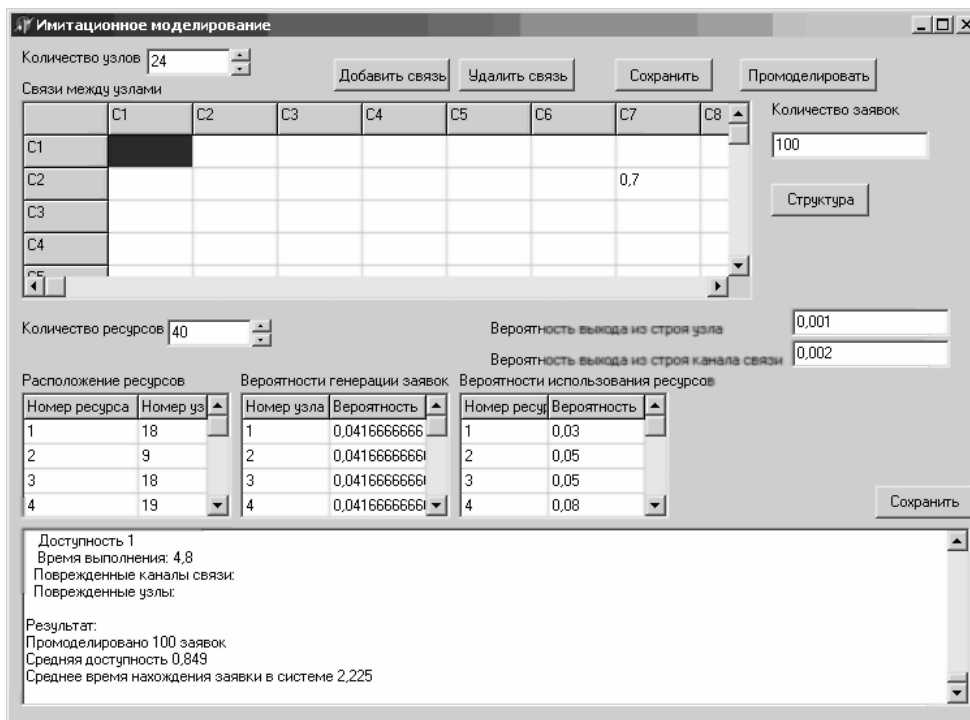


Рис. 2. – Интерфейс программного средства

РБД проектируется на основе сети ЭВМ. Каждый узел сети состоит из ЭВМ и аппаратуры передачи данных. Топология вычислительной сети является произвольной. Это означает, что существует доступ из каждого узла сети к информации любого другого узла. Структура РБД распределенная, файлы РБД распределяются по всем узлам сети ЭВМ. Запрос, поступающий на любой узел, предполагает доступ к одному или нескольким файлам РБД, хранящихся на этом узле. Схема отработки запросов состоит в следующем.

Запрос, инициированный пользователем, поступает во входную очередь соответствующего узла. Процессор ЭВМ обрабатывает запросы в порядке их поступления. Если нужный файл содержится в локальной базе данного узла, то запрос обрабатывается и результат выводится пользователю. Если нужный файл содержится в другом узле, то запрос пересылается на этот узел, там обрабатывается и результат пересылается на первоначальный узел.

Экспериментальную проверку проведем на сети ЭВМ Харьковского региона, заданной 24 узлами, расположенных в районных центрах. Суть эксперимента состоит в следующем: проводится генерация запросов пользователей и моделируется их прохождение по каналам связи к узлам, на которых находятся необходимые для их выполнения файлы. При этом учитываются случайные воздействия, такие как выходы из строя каналов связей и отказы узлов. При моделировании осуществлялась оценка следующих параметров: время моделирования, число удовлетворенных запросов пользователей по временным задержкам и доступности, среднее время выполнения каждого запроса, средняя доступность файлов РБД. В ходе имитационного эксперимента получены значения средней доступности и среднего времени пребывания запросов пользователей, которые удовлетворяют заданным значениям.

Оценим программное средство с точки зрения быстродействия. В табл. 1. приведены результаты оценки быстродействия программного средства.

Количество узлов сети	Количество промоделированных запросов	Время выполнения, сек.
24	1000	4.2
24	10000	38.3
100	1000	362.8
100	10000	2383.1

Табл. 1. Результаты оценки быстродействия программного средства

Таким образом, на современных компьютерах моделирование компьютерной сети с большим количеством узлов проходит за приемлемое время, что позволяет проектировщику использовать данное программное средство для вычисления статистических характеристик разрабатываемой системы.

Выводы. Разработано программное средство имитационного моделирования распределенных баз данных. Благодаря интуитивно понятному интерфейсу использование программного средства не требует от проектировщика какой либо особой квалификации. Использование универсального языка программирования позволяет провести имитационный эксперимент с учетом множества факторов и выбрать компромисс между затратами на проведение эксперимента и точностью полученного результата. Результаты тестирования показали широкие возможности программного средства при высокой неопределенности исходной информации, учете случайных факторов, действующих на систему, и определении функциональных характеристик РБД. Разработанный интерфейс программного средства позволяет проектировщику следить за ходом имитационного эксперимента и принимать эффективные проектные решения. Данное программное средство является универсальным и может быть использовано при проектировании распределенных систем, систем дистанционного образования и социально-экономических систем.

Список литературы

1. Емельянов А.А. и др. Имитационное моделирование экономических процессов: Учеб. пособие /А.А. Емельянов, Е.А. Власова, Р.В. Дума; Под ред. А.А. Емельянова. - М.: Финансы и статистика, 2002. - 368 с.
2. Бенькович Е.С., Колесов Ю.Б., Сениченков Ю.Б. Практическое моделирование динамических систем – СПб.: БХВ-Петербург, 2002. – 464с.
3. Овезгельдыев А.О., Перетяцько Ю.А., Евсеева Н.В. Аналитико-имитационный подход к проектированию РБД // Вестник ХНТУ. - 2005. №1(21). – с. 253-255.
4. Кельтон В., Лоу А. Имитационное моделирование. Классика CS. 3-е изд. – СПб.: Питер; Киев: Издательская группа BVH, 2004. – 847с.
5. Карпов Ю. Г. Имитационное моделирование систем. Введение в моделирование с AnyLogic 5. – СПб.: БХВ-Петербург, 2005.- 400с.
6. Дарахвелидзе П.Г., Марков Е.П. Delphi 4. – СПб.: БХВ-Петербург, 1999.- 816с.

Методика оцінки якості функціонування авіаційної лінії інформаційного обміну з урахуванням мінливості умов радіоелектронного подавлення

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Постановка проблеми й огляд літератури. Як свідчить досвід локальних війн та збройних конфліктів останніх років, політ літального апарату (ЛА) від злету до передбачаємого місця виконання бойового завдання здійснюється при інтенсивній радіоелектронній протидії (РЕП) інформаційним системам ЛА. Аналіз літератури показав, що оцінка якості функціонування ліній інформаційного обміну (ЛІО) з ЛА в польоті здійснювалась без урахування динамічності та змінності радіоелектронної обстановки. Так, розглянуті в [1, 2, 3] системи показників дозволяють оцінювати якість функціонування окремих каналів інформаційного обміну (ІО). У цих роботах основна увага приділяється показникам, які характеризують своєчасність проходження інформації, а не можливість функціонування ЛІО взагалі в умовах завад. При цьому в роботах не досліджуються особливості функціонування засобів, розташованих на борту високоманеврених об'єктів. У зв'язку з цим виникає необхідність в розробці методики оцінки якості функціонування авіаційної ЛІО в процесі виконання ЛА польоту з урахуванням можливостей противника по РЕП.

Метою статті є розробка методики оцінки якості функціонування авіаційної ЛІО з урахуванням можливостей противника по РЕП та динамічності радіоелектронної обстановки в процесі виконання ЛА польоту.

Розглянемо систему інформаційної взаємодії (СІВ) бортових засобів ІО з іншими джерелами як корисної, так і завадової інформації (рис. 1). Дана система

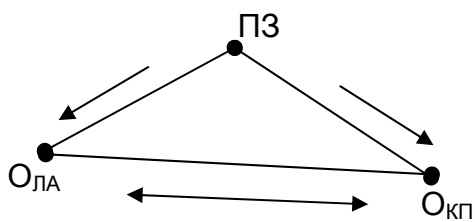


Рис.1

складається із сукупності взаємозалежних елементів. Елементами СІВ розглядаються пристрої, системи і комплекси інформаційного обміну (АБКІО) повітряного (ОЛА) і наземного (ОКП) базування, комплекси РЕП чи окремі постановники завад (ПЗ), середовище поширення й ін. Між елементами ОЛА й ОКП здійснюється двосторонній обмін інформацією. У загальному випадку дана система може

складатися з N-ої кількості елементів. З урахуванням просторової та часової динаміки елементів, СІВ можна розглядати як типову складну динамічну систему.

Сукупність станів елементів системи в деякий момент часу t характеризує стан СІВ у цей момент часу. Зміна станів елементів у часі визначає динаміку станів СІВ. У процесі виконання польоту переходи СІВ зі стану в стан відбуваються у детерміновані і випадкові моменти часу. Детерміновані зміни станів зв'язані з програмою польоту ЛА чи діями екіпажа ЛА. Випадкові зміни станів можуть бути викликані дією радіозавад, відмовленнями (повними або тимчасовими) елементів системи.

Складність процесу переходів системи зі стану в стан обумовлена специфікою функціонування радіоелектронних пристроїв і систем. Ця специфіка полягає в тому, що вони крім повних відмовлень, піддані тимчасовим відмовленням. Під тимчасовим відмовленням елемента СІВ розуміється тимчасова втрата їм працездатності, при якій показник якості функціонування елемента лежить поза встановленими межами.

Тимчасові відмовлення обумовлені відхиленням умов польоту ЛА від необхідних для нормального функціонування пристрою чи системи, зміною умов поширення радіохвиль, завадовим оточенням (дією природних радіозавад, появою взаємних завад) тощо.

Враховуючи не тільки повні, але й тимчасові відмовлення елементів СІВ, модель із трьома станами може бути детальною моделлю радіоелектронних систем (пристроїв), що входять у СІВ.

Використання моделей елементів із двома і трьома станами дозволяє в довільний момент часу t характеризувати СІВ при рішенні кожної конкретної задачі кінцевою безліччю несумісних станів, тобто вектором станів

$$\mathbf{H}^T = [H_1 \ H_2 \ \dots \ H_i \ \dots \ H_M], \quad (1)$$

де M — число несумісних станів СІВ.

Вибір та описання станів СІВ є евристичною задачею, яка залежить від числа елементів СІВ, їх взаємодії і характеристик польотного завдання та інше.

Як відомо [4, 5, 6], для складних технічних систем у якості моделей, які описують процес зміни станів у (1) застосовують марковські моделі. Оскільки переходи елементів СІВ зі стану в стан можуть відбуватися в будь-який випадковий момент часу, то більш адекватною до реальності може служити модель у вигляді дискретного марковського процесу.

Дискретний марковський процес описує зміну дискретних станів системи (1), причому зміна станів відбувається у випадкові моменти часу.

Для опису дискретного марковського процесу необхідно задати [4] імовірності станів системи в початковий момент часу (вектор початкових імовірностей СІВ)

$$\mathbf{P}(t_0)^T = [P_1(t_0) \ P_2(t_0) \ \dots \ P_M(t_0)] \quad (2)$$

і матрицю перехідних імовірностей системи

$$\mathbf{P}_n(t, t + \Delta t) = \begin{pmatrix} P_{11}(t, t + \Delta t) & \dots & P_{1j}(t, t + \Delta t) & \dots & P_{1M}(t, t + \Delta t) \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ P_{i1}(t, t + \Delta t) & \dots & P_{ij}(t, t + \Delta t) & \dots & P_{iM}(t, t + \Delta t) \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ P_{M1}(t, t + \Delta t) & \dots & P_{Mj}(t, t + \Delta t) & \dots & P_{MM}(t, t + \Delta t) \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Безпосереднє завдання матриці перехідних ймовірностей (3) на кінцевому інтервалі часу для дискретного марковського процесу неможливо, оскільки моменти його переходів зі стану в стан не детерміновані, а випадкові. Тому для дискретних марковських процесів при обчисленні імовірностей станів

використовують локальні характеристики, якими є інтенсивності переходів. Для дискретних марковських процесів стосовно до малих інтервалів часу Δt імовірності переходу мають вид [4]:

$$\begin{aligned} P_{ij}(t, t + \Delta t) &= 1 + a_{ij}(t)\Delta t + o(\Delta t) \text{ при } i = j \\ P_{ij}(t, t + \Delta t) &= a_{ij}(t)\Delta t + o(\Delta t) \text{ при } i \neq j \end{aligned} \quad (4)$$

де $a_{ij}(t)\Delta t$ — інтенсивність переходів зі стану H_i у стан H_j ;

$o(\Delta t)$ — члени вище першого порядку малості відносно Δt .

Кількісною оцінкою якості функціонування авіаційної ЛІО, як складової СІВ, в довільний момент часу t при використанні в якості моделі зміни станів дискретного марковського процесу можуть виступати імовірності станів.

Імовірності станів СІВ, при використанні інтенсивностей переходів (4), в будь-який момент часу t визначаються відповідно до векторно-матричного рівняння

$$\frac{d}{dt} \mathbf{P}(t) = \mathbf{A}^T \mathbf{P}(t), \quad \mathbf{P}(t_0) = \mathbf{P}_0, \quad (5)$$

де $\mathbf{P}(t)^T = [P_1(t) \ P_2(t) \ \dots \ P_M(t)]$ — вектор імовірностей станів СІВ у довільний момент часу t ;

t_0 — початковий момент часу;

$\mathbf{A}(t)$ — матриця інтенсивностей переходів.

При $\mathbf{A}(t) = \mathbf{A} = \text{const}$ рівняння (5) має рішення у вигляді

$$\mathbf{P}(t) = \exp(\mathbf{B}t)\mathbf{P}_0, \quad (6)$$

де $\mathbf{B} = \mathbf{A}^T$.

Розглянемо імовірності станів СІВ, яка представлена на рис. 1. Припустимо, що СІВ у будь-який момент часу протягом виконання ЛА польоту може знаходитися в одному з трьох станів:

H_1 — працездатний стан — стан у якому здійснюється двохсторонній радіообмін інформацією;

H_2 — стан тимчасового відмовлення — радіообмін порушений через дію навмисних завад;

H_3 — стан повного відмовлення — відмовлення апаратури, що забезпечує радіообмін.

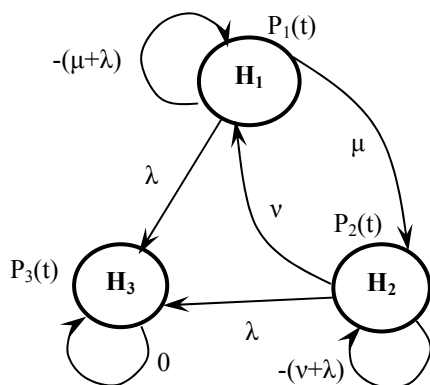


Рис. 2

Процес зміни станів СІВ за часом можна представити орієнтовним графом станів (рис.2). На рис. 2 представлено: λ — інтенсивність переходу СІВ зі стану H_1 у стан H_3 ($H_1 \rightarrow H_3$) і з H_2 у H_3 ($H_2 \rightarrow H_3$); μ — інтенсивність переходу $H_1 \rightarrow H_2$; ν — інтенсивність переходу $H_2 \rightarrow H_1$; $P_1(t)$, $P_2(t)$, $P_3(t)$ — імовірності перебування СІВ у відповідному стані в довільний момент часу.

Інтенсивність переходів $H_1 \rightarrow H_3$ і $H_2 \rightarrow H_3$ можна оцінити виходячи з інтенсивності відмовлень сучасних бортових засобів ІО (в

передбаченні, що наземне обладнання ІО обов'язково дублюється), наприклад для Р-863 [7] – $\lambda = 0.01$.

Значення μ і ν можна визначити розглянувши типовий цикл радіоподавлення ЛІО [8, 9]. Звідки

$$\mu = \frac{t_{\text{ВХ}} + t_{\text{НР}} + t_{\text{П}}}{t_{\text{НР}}}; \quad \nu = \frac{t_{\text{ВХ}} + t_{\text{НР}} + t_{\text{П}}}{t_{\text{ВХ}} + t_{\text{П}}}, \quad (7)$$

де $t_{\text{ВХ}}$ — час встановлення ІО;

$t_{\text{НР}}$ — час нормальної роботи ЛІО;

$t_{\text{П}}$ — час простою ЛІО, обумовлений дією завад.

Для сучасних засобів ІО УКХ діапазону [7, 8] час встановлення ІО складає — 2...8 хв., а час простою ЛІО з причини дії завади — 4...10 хв. і, відповідно з (7), $\nu = 7,5 - 30$ і $\mu = 5,9 - 14,2$. Вирішуючи рівняння (5) з обліком (6) знаходимо імовірності станів СІВ:

$$P_1(t) = \frac{(1 - P_{30})\nu}{\mu + \nu} e^{-\lambda t} + (P_{10} - \frac{(1 - P_{30})\nu}{\mu + \nu}) e^{-(\lambda + \mu + \nu)t}; \quad (8)$$

$$P_2(t) = \frac{(1 - P_{30})\mu}{\mu + \nu} e^{-\lambda t} + (P_{20} - \frac{(1 - P_{30})\mu}{\mu + \nu}) e^{-(\lambda + \mu + \nu)t}; \quad (9)$$

$$P_3(t) = 1 + (P_{30} - 1)e^{-\lambda t}, \quad (10)$$

де $P_{10} = 1$, $P_{20} = 0$, $P_{30} = 0$ — елементи вектора (2), що визначають початковий стан СІВ (авіаційна ЛІО знаходиться в справному стані і здійснюється двохсторонній радіообмін інформацією).

Вирази (8), (9), (10) визначають імовірності станів СІВ для безупинного часу з урахуванням радіоелектронної протидії противника. З обліком запропонованих початкових даних для Р-863, на рис. 3 представлено поведження імовірностей станів СІВ протягом виконання ЛА польоту в умовах РЕП противника при постійній, потягом всього польоту, інтенсивності РЕП противника (рис. 3а) та при дискретному нарощуванні зусиль РЕП протягом польоту ЛА (рис. 3б). У якості засобу протидії при розрахунках обрано комплекс РЕП типу MLQ-33, як найбільш типовий для УКХ діапазону [8, 9]. Рис. 3 виконані в перерахунку до дальності польоту ЛА від злету з середньою швидкістю польоту – $V = 800$ км/год.

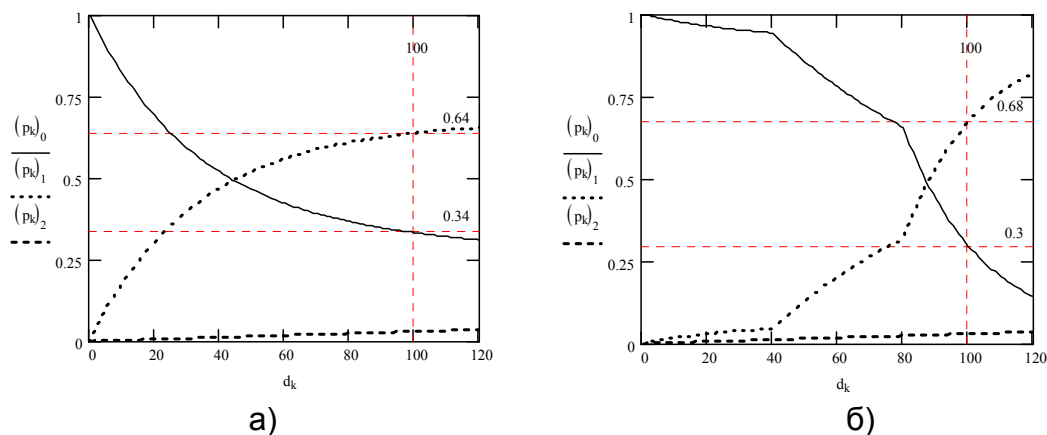


Рис.3

З рисунків видно, що оскільки інтенсивність відмовлення бортових засобів ІО протягом польоту невелика, то імовірність порушенні ІО з технічної причини ($P_3(t)$) за час польоту змінюється не значно. Водночас імовірність порушення ІО через дію навмисних завад ($P_2(t)$) протягом польоту зростає і в передбачаємому районі виконання основного завдання буде складати 0,64 (0,68). Таким чином, найбільш істотний вплив на якість ІО при виконанні польотного завдання робить процес постановки завад противником. Оцінка можливостей противника по зриву ІО з ЛА показує, що робота ЛІО на найбільш важливих етапах польоту буде неможлива.

Висновки

Відповідно до запропонованої методики, оцінка якості функціонування авіаційної ЛІО в умовах РЕП здійснюється поетапно:

1. Виходячи з аналізу ситуації РЕП, яка передбачається, та поставлених задач на політ здійснюється побудова структури СІВ. По структурі СІВ, описуються ситуації інформаційної взаємодії на протязі виконання польоту (опис вектору станів СІВ (1)).
2. На підставі тактико-технічних характеристик елементів СІВ, завдання матриці інтенсивностей переходів СІВ та вирішення векторно-матричного рівняння (5). Побудова графіків імовірностей станів та їх аналіз.
3. На основі аналізу, розробка рекомендацій екіпажам ЛА на політ щодо застосування АБКІО в умовах РЕП.

Напрямами підвищення якості функціонування ЛІО з ЛА в польоті можуть бути: перехід до систем, що автоматично пристосовуються до заводового оточення; застосування нових схемних рішень (використання спрямованих властивостей антенних систем, застосування заводостійкого кодування тощо).

Література

1. Гаркуша О.А., Казіміров О.О., Бабенко О.І. Методика оцінки ефективності повітряного радіо зв'язку. // Информатика: Сб. науч. тр. Вып. 7. – Киев: НАНУ, 1999г. – с. 82-84.
2. Бабенко О.І., Рябуха А.Л., Костенко І.Л. Вибір показників ефективності системи зв'язку та РТЗ авіаційної частини. // Збірник наукових праць. Системи обробки інформації. Випуск 2 (18). - Харків: НАНУ, ПАНМ, ХВУ, 2002р. – с. 215-220.
3. Казіміров О.О., Гріценко І.В., Чернят'єв А.І. Про доцільний підхід до розробки методики оцінки ефективності систем зв'язку та РТЗ авіації. // Матеріали науково-технічної конференції "Информационные технологии в авиации". - Збірник наукових праць. Випуск 22. - Харків: ХНАУ (ХАІ), 2001р. – с. 87-91.
4. Яблонский М. С. Статистическая теория радионавигации. - М.: Радио и связь, 1985г. – 342с.
5. Корочкин А.А., Пичко И.А. Оценка эффективности истребительных авиационных комплексов. – Харьков: ХВВАИУ, 1989. – 92с.
6. Авиационные радиосвязные устройства. Под ред. Тихонова В.И. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986г. – 442с.
7. Бовкун О.Я., Педько А.В. Радіоелектронне обладнання бойових літаків. Ч.1. Бортові засоби зв'язку. – Х.: ХУПС, 2005. – 86 с.
8. Основы теории радиоэлектронной борьбы / Под ред Н.Ф. Николенко. – М.: Воен. издат., 1987. – 352 с.
9. Защита от радиопомех / Под ред. М.В. Максимова. – М.: «Сов. радио», 1976. – 496 с.

Энергетическая и экологическая безопасность мира и Украины: состояние и перспективы

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ»

Основопологающим условием стабильного функционирования экономики выступает обеспечение ее различными видами ресурсов в необходимых объемах, наиважнейшими из которых являются энергетические ресурсы [1].

Исследования мирового энергетического совета (МЭС) свидетельствуют о том, что к 2020 г. энергопотребление в мире увеличится на 55% с дальнейшим сохранением данной тенденции. Основные причины такой ситуации, по мнению ученых, заключаются в следующем: рост численности населения планеты; бурное развитие экономики стран «третьего мира»; продолжение процессов урбанизации и индустриализации указанных да и развитых стран; повышение мобильности жизни.

По прогнозам МЭС в 2030 г. мировое потребление нефти может достичь 4,5 млрд.т, что на 1,25 млрд.т больше ее теперешнего уровня. Мировое потребление конечной энергии в 2050 г. может достигнуть уровня 356 млн.ТДж, а в 2100 г. - до 457 млн.ТДж (при современном объеме ее потребления около 200 млн.ТДж). При этом мировая добыча угля может удвоиться, а газа – возрастет до 4 трлн.м³, что эквивалентно всем разведанным запасам Америки [2].

В современном мировом энергобалансе нефть составляет 38%, газ – 20% и уголь – 27%. С увеличением численности населения и ростом производительности труда во всем мире (даже при широком внедрении энергосберегающих технологий) увеличивается спрос на электроэнергию [3].

Суммарная мощность всех электростанций мира в настоящее время составляет $1,5 \cdot 10^{12}$ Вт, что весьма близко к допустимому экологическому ограничению $2 \cdot 10^{14}$ Вт. Расчетный предел энергопроизводства на Земле не должен превышать 10^{14} Вт по каждому виду энергии: добавляющей (тепловая, атомная, термоядерная) и недобавляющей (гидравлической, приливно-океанической, ветровой, геотермальной, солнечной). Превышение расчетного предела может привести к значительному повышению температуры планеты Земля, смещению климатических зон, повышению уровня морей и океанов вследствие таяния ледников горных вершин и айсбергов Гренландии, Арктики и Антарктиды. При этом уменьшится объем фотосинтеза и в итоге могут возникнуть неблагоприятные изменения во всей биосфере.

Следует также иметь в виду факт ограниченности мировых залежей невозобновляемых энергоносителей. При нынешней потребности в них и ранее отмеченных темпах их использования прогнозные оценки дают такие величины: урана хватит на 40 лет; нефти – на 42 года; газа – на 62 года [4].

Дальнейшее развитие топливно-энергетического комплекса (ТЭК) мира и Украины, в частности, должно основываться на принципах гармонического сосуществования систем «экономика-энергетика-природа-общество». К энергетике стабильного развития предъявляются требования ограничений на использование невозобновляемых природных ресурсов [5], а также снижение уровня эмиссии CO₂ (парникового газа) [6].

Мировая энергетика является источником экологических проблем: эмиссии CO₂ при сжигании твердых топлив и продуктов переработки нефти; загрязнение

окружающей среды «выхлопными» газами и твердыми пылевидными частичками сгоревшего топлива (особенно – угля) ТЭС, а также ядовитыми газами СО и NO «выхлопа» тепловых двигателей (ДВС) автомобильного, железнодорожного и авиационного транспорта. Загрязняющими факторами также являются складываемые на поверхности земель сельскохозяйственного назначения зольные отходы ТЭС, работающих на небогатых и низкосортных углях. Это проявляется в «кислотных дождях» в ареале размещения ТЭС, защелачивание почвы и близлежащих малых рек, водоемов и т.п.

Основной потребитель энергетических материалов и продуктов переработки нефти (ЭМ и ППН) в Украине – промышленность (91,8%). Изменения в динамике эмиссии в период 1996-2004г. прямо пропорциональны фактическим объемам потребления ЭМ и ППН[6].

Разрешение экологических проблем, связанных с работой ТЭС, требует значительных затрат, что увеличивает себестоимость производства электроэнергии. Однако 40% производства электроэнергии в Европе и 44% в мире базируются на использовании угля.

Украина, ее угольная промышленность имеют достоверные запасы твердого первичного энергоносителя, которых при добыче 140...150 млн.т в год хватит на 300 лет. В настоящее время из общей установленной мощности украинских ТЭС (28,7 млн.кВт) почти 25% физически изношены полностью, 66% - эксплуатируются сверх нормативного и безаварийного ресурса и лишь 10% - еще не исчерпали расчетного периода эксплуатации. А это «способствует» нарушениям ритмичного обеспечения потребителей электроэнергией, высокому уровню отрицательного воздействия на окружающую среду, высокой стоимости энергоносителей (по данным Донбассэнерго, в 0,07 грн себестоимости 1 кВт·ч электроэнергии топливо составляет 0,06 грн). Кроме того отсутствует механизм, стимулирующий экономию электроэнергии и значительную энергоемкость ВВП [1]. Только сейчас, в середине 2006 г, в связи с критическим состоянием в поставках газа и нефти принят ряд постановлений по сбережению газа, используемого в технологических процессах различных производств, особенно в металлургии.

Сейчас в Украине на долю ТЭС приходится 59% вырабатываемой электроэнергии, однако возникает вопрос об энергоносителях и электростанциях, которые производят еще 41% электроэнергии.

В мировой практике для производства электроэнергии, особенно в странах с низким потенциалом добычи и залежей угля и нефти, а также отсутствием ЭМ и ППН, используют источники восполняемых энергоносителей, таких, как ветер, гидроресурсы, биосырье, тепло геотермальных источников, а также атомная энергетика.

Возобновляемые энергоресурсы (ВЭР) способны обеспечить растущие энергопотребности человечества на достаточно длительную перспективу. Однако эти источники имеют ряд недостатков: непостоянство во времени и малую плотность переносимой в пространстве энергии; географические особенности территорий (особенно для ветроэнергетики – ВЭС); сложную систему преобразования электроэнергии по ее параметрам – частоте, напряжению, мощности; значительные площади поверхности, занятые комплексами энергетического оборудования, и т.п.

Пока роль нетрадиционных восполняемых источников энергии (ВИЭ) в топливно-энергетическом балансе государств не выходит за пределы добавочных, вспомогательных ресурсов местного значения. Но их вклад в мировой энергобаланс в начале XXI столетия составляет около 10% [3].

В частности, 10-12% мощностей ветровых потоков в 100 раз больше гидро-

энергетического потенциала мира. Департамент энергетики США в своих расчетах утверждает, что с помощью ветра можно произвести энергии в 15 раз больше ее сегодняшней мировой потребности.

Лидером мировой ветроэнергетики являются США – 1700 МВт установленной мощности, которые производят 5 млрд. кВт·ч энергии в год. В первую тройку входят также Германия (643 МВт) и Дания (540 МВт). Интенсивно развивают ветроэнергетику Франция и Бельгия. Стоимость энергии, производимой на современных ВЭС, составляет менее четырех центов за 1 кВт·ч [3]

В Украине первые ВЭС введены в эксплуатацию в 1993 г. Сейчас суммарная мощность действующих ВЭС составляет 12,75 МВт, а производство электроэнергии – в пределах 19...20 млн. кВт·ч. Отставание мощностей ВЭС Украины от Германии – в 750 раз, Дании – в 100 раз, Испании – в 90 раз, Голландии – в 32 раза, и Англии – в 27 раз [3]. Россия по этому показателю отстает еще больше.

Мировая атомная электроэнергетика занимает промежуточное положение в ряду достоинств и проблем, которые характерны для различных видов добавляющих и недобавляющих энергий с позиции экологических ограничений. Несмотря на трагические последствия аварийных ситуаций на АЭС, которые в большей или меньшей мере характерны для подобных станций во всем мире и источником возникновения которых чаще всего выступает человеческий фактор, атомная электроэнергетика во многих развитых странах дает высокий процент выработки электроэнергии по отношению к ее полному производству. (Например: в Англии и Японии – более 90%, во Франции – 95%, в США – более 45% и т.п.)

К концу 2000 г. число действующих ядерных энергоблоков возросло до 439, суммарная мощность которых равна 352171 МВт. При этом суммарная мощность АЭС 12 экономически развитых стран мира достигла 312055 МВт, т.е. 88,62% мощностей АЭС всего мира. А Франция, Япония и США располагают вместе почти 58% мировых мощностей АЭС при общем числе ядерных энергоблоков – 216, т.е. 49,2% [4].

Достоинства АЭС очевидны: нет эмиссии парниковых газов (поэтому на работу АЭС не распространяются требования Киотского протокола); нет угольных отходов; даже нет радиоактивных отходов, но накапливается отработанное ядерное топливо (ОЯТ), которое после переработки и обогащения может использоваться в АЭС [7].

Существенным фактором развития атомной энергетики является ее эколого-экономическая конкурентоспособность, в том числе и с точки зрения минимума топливных и эксплуатационных расходов. В частности, в последние годы в США и некоторых европейских странах (Финляндии, Испании, Бельгии, Франции и др.) эти расходы для АЭС составляют около 1,71 цент/кВт·ч, а для ТЭС на угле – 1,85, ТЭС на газе – 4,06, ТЭС на мазуте – 4,41 цент/кВт·ч [6].

Украина в настоящее время располагает 14-тью ядерными энергоблоками общей мощностью 15,6 млн. кВт, что составляет 32% мощностей электростанций всех видов.

Наиболее экономически эффективным является согласованная эксплуатация АЭС с ГАЭС, ГЭС и ВЭС, особенно для решения проблем дефицита пиковых мощностей. В этом году запущена в эксплуатацию первая очередь Ташлыкской ГАЭС, которая будет в согласованном режиме работать с Южноукраинской АЭС.

В перспективе рассматриваются вопросы снижения стоимости и сроков строительства и реконструкции АЭС; преодоления барьеров на пути строительства новых АЭС [7]; переход на более дешевое ядерное топливо, т.е. развитие АЭС с реакторами на быстрых нейтронах [8] (подобных реактору -опреснителю в г.Шевченко республики Казахстан).

Уже в настоящее время осуществляется переход от традиционной технологии строительства АЭС (проект, производство, строительство) к перспективной схеме: проектирование-изготовление-сборка, т.е. производственная линия по изготовлению одного - двух модулей в неделю, сборка из них небольших блоков и монтаж на подготовленных площадках зданий электростанций. На таком принципе основан международный проект высокотемпературного графитового реактора (HTGR) в ЮАР, а также российского проекта IV поколения АЭС с модулем электромощности в 114 МВт. Этим проектом предусмотрены: издержки производства электроэнергии – 1,43 цент/кВт·ч.; ресурс – 40 лет; срок строительства – 24 месяца; длительность эксплуатации между перезагрузками ТВЭЛ – 72 месяца; длительность перезагрузки – 30 суток; капитальные затраты – 100 млн.дол./модуль; обслуживающий персонал на 10-модульный комплекс – 80 человек.

Сокращается также число занятых на обслуживании АЭС (чел/МВт). Если для Западной Европы этот показатель равен 0,35 чел/МВт, для США – 0,64 чел/МВт, то в проекте России планируется – 0,07 чел/МВт [4].

По сообщениям информационных агентств все развитые страны мира уже сейчас и в будущем в целях укрепления энергетической безопасности не только не отказываются от «услуг» атомной энергоэнергетики, но и увеличивают число проектируемых, строящихся и вводимых в эксплуатацию ядерных энергоблоков: Швеция, Польша, в перспективе (ближайшие 10-15 лет) США – более 30, Россия – более 25, Украина – до 10-15 и др.

Для Украины атомная электроэнергетика ближайшие 30-45 лет обеспечит энергетическую независимость и безопасность, будет способствовать быстрому сокращению ТЭС, что улучшит экологию, позволит сберечь первичные энергоносители и перерабатывать их как химическое сырье (нефть, газ, энергетические угли, торф) и даже производить синтетическое топливо (спирты, биотопливо для ДВС и т.п.) для подвижного состава в результате переработки сырья сельскохозяйственных и лесных хозяйств.

Список литературы

1. Гайдук В. Развитие ТЭК Украины, основа ее экономической безопасности // Экономика Украины. – 2001. – №5. – С.4-7.
2. Слепишкова Л. Концепція сталого розвитку і вимоги до енергетики // Економіка України. – 2002. – №9. – С.29-33.
3. Холодов Д. Эффективное использование возобновляемых источников энергии в приморском регионе // Экономика Украины. – 2000. – №12. – С.75-77.
4. Малахова В., Преображенская Л. Мировая атомная электроэнергетика:конец XX и начало XXI века // Энергия: экономика, техника, экология. – 2001. – №7. – С.2-16.
5. Беляев Л., Марченко О., Филиппов С. Энергетика мира как фактор устойчивого развития // Энергия:экономика, техника, экология. – 2001. – №11. – С.2-11.
6. Меткова Л., Тарасова М. Оценка потребления энергоресурсов и выбросов парниковых газов в промышленности Украины // Экономика Украины. – 2001. – №6. – С.67-72.
7. Петухов А. Барьеры на пути новых АЭС. // Энергия: экономика, техника, экология. – 2001. – №9. – С.10-16.
8. Поплавский В. Состояние и перспективы развития АЭС с реакторами на быстрых нейтронах. // Теплотехника. – 2004. – №8. – С.2-9.

Рефераты

УДК 539.375:629.735.

Концептуальный подход к определению параметров надежности агрегатов планера самолета из КМ / Д.С. Кива, Б.П. Маслов, А.Н. Климюк // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 5-16.

Предложен метод определения количественных характеристик надежности конструктивных элементов планера самолета из КМ, который позволяет в трехмерной постановке исследовать распределение напряжений и деформаций на поверхности раздела матрицы и анизотропных дискретных элементов арматуры и микродефектов. Метод может быть использован для оценки параметров долговременной прочности и надежности на основе определения статистических характеристик локальных напряжений и деформаций в структуре композита.

Ил. 1. Библиогр.: 11 назв.

Запропоновано метод визначення кількісних показників надійності конструктивних елементів планера літака із КМ, який дозволяє в тривимірному вимірі досліджувати розподілення напруг і деформацій на поверхні розділу матриці і анізотропних дискретних елементів арматури і мікродефектів. Метод може бути використаний для оцінки параметрів довготривалої міцності та надійності на основі визначення статистичних показників локальних напруг і деформацій в структурі композиту.

Іл. 1. Бібліогр.: 11 назв

УДК 629.7.01

Формирование мастер-геометрии беспилотных летательных аппаратов «Пчелка» / В.Д. Белый, А.Г. Гребеников, П.О. Науменко, В.В. Парфенюк, С.В. Удовиченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2006. – Вып. 32. – С. 17-25.

Рассмотрен процесс создания мастер-геометрии беспилотных летательных аппаратов «Пчелка» с помощью современных компьютерных интегрированных систем.

Ил. 12. Библиогр.: 2 назв.

Розглянуто процес створення майстер-геометрії безпілотних літальних апаратів «Пчелка» за допомогою сучасних комп'ютерних інтегрованих систем.

Іл. 12. Бібліогр.: 2 назви

УДК 629.7.05

Реализация концепции «Free Flight» на пассажирском региональном самолете / А.В. Наумов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 26-31.

Статья посвящена определению номенклатуры, типа и количества систем бортового радиоэлектронного оборудования пассажирского регионального самолета для реализации концепции “Free Flight”. Внедрение глобальной мировой системы связи, навигации, наблюдения/ организации воздушного движения CNS/ATM является одним из перспективных директивных положений ICAO.

Библиогр.: 5 назв.

Стаття присвячена визначенню номенклатури, типу та кількості систем бортового радіоелектронного обладнання пасажирського регіонального літака для реалізації концепції “Free Flight”. Впровадження глобальної світової системи зв'язку, навігації, спостереження/організації повітряного руху CNS/ATM є одним з перспективних директивних положень ICAO.

Бібліогр.: 5 назв

УДК 629.735.33.018.7.016

Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Ч. 4. / А. Н. Нарожный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. Вып. 32. – С. 32-37.

В рамках построения схемы рациональной организации процесса испытаний дозвукового самолета по определению ЛТХ приведены результаты исследований, направленные на косвенное определение тяги двигателя в фактических условиях испытания.

Ил. 4. Библиогр.: 3 назв.

В рамках побудови схеми раціональної організації процесу випробувань дозвукового літака для визначення ЛТХ наведено результати дослідження, спрямовані на непряме визначення тяги двигуна в фактичних умовах випробування.

Іл. 4. Бібліогр.: 3 назви

УДК 621.396

Автоматизованное управление літаками в групі у просторі станів різницевого параметрів / О.А. Коршець // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 38-46.

Для вирішення задач високоточного наведення групи літаків розроблено математичну модель контуру групування літаків у просторі, який є частиною багатоконтурної та багатопозиційної системи самонаведення групи винищувачів.

Іл. 2. Бібліогр.: 9 назв

Для решения задач высокоточного наведения группы самолетов разработана математическая модель контура группирования самолетов в пространстве, которое является частью многоконтурной и многопозиционной системы самонаведения группы истребителей.

Ил. 2. Библиогр.: 9 назв.

УДК 681.3

Забезпечення вибіркового доступу до контенту мережі Інтернет як засобу оцінки ситуації та прийняття рішень / Д.В. Ланде, В.М. Фурашев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 47-54.

Подано концепцію інтегрованого доступу до новинної інформації мережі Інтернет. Описано можливості сучасних систем синдикації контенту. Проаналізовано варіанти експорту новинної інформації на цільові веб-сайти. Детально розглянуті принципи функціонування сервісу експорту новин WebStream, побудованого на базі системи контент-моніторингу InfoStream, на прикладі інформаційного забезпечення веб-сайта апарата Національного центру з питань євроатлантичної інтеграції України.

Іл. 4. Бібліогр.: 7 назв

Представлена концепция интегрированного доступа к новостной информации сети Интернет. Описаны возможности современных систем синдикации контента. Проанализованы варианты экспорта новостной информации на целевые веб-сайты. Подробно рассмотрены принципы функционирования сервиса экспорта новостей WebStream, построенного на основе системы контент-мониторинга InfoStream, на примере информационного обеспечения веб-сайта аппарата Национального центра по вопросам евроатлантической интеграции Украины.

Ил. 4. Библиогр.: 7 назв.

УДК 629. 735.33

Анализ влияния осевого и радиального натягов на податливость одноболтового односрезного соединения и распределение усилий между рядами многоболтового соединения из сплава ВТ6 / А.Г. Гребеников, В.Н. Клименко, А.Ю. Ефремов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 55-64.

Разработана модель для определения влияния осевого, радиального натягов и внешней нагрузки на коэффициенты податливости и распределение усилий между болтами односрезного соединения. Приведены результаты расчетов влияния геометрических параметров, осевого, радиального натягов и внешней нагрузки на податливость и распределение усилий между болтами односрезного соединения из титанового сплава ВТ6.

Ил. 10. Библиогр.: 7 назв.

Розроблено модель для визначення впливу осьового, радіального натягів і зовнішнього навантаження на коефіцієнти піддатливості й розподіл зусиль між болтами односрезного з'єднання. Наведено результати розрахунків впливу геометричних параметрів, осьового, радіального натягів і зовнішнього навантаження на піддатливість і розподіл зусиль між болтами односрезного з'єднання з титанового сплаву ВТ6.

Іл. 10. Бібліогр.: 7 назв

УДК 629.7.01

Система автоматического управления и связи беспилотных автоматизированных авиационных платформ семейства «Пчелка» / В.П. Максимов, В.Д. Белый // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2006. – Вып. 32. – С. 65-68.

Рассмотрена система автоматического управления и связи беспилотных автоматизированных авиационных платформ семейства «Пчелка».

Ил. 2. Библиогр.: 5 назв.

Розглянуто систему автоматичного керування та зв'язку безпілотних автоматизованих авіаційних платформ сім'ї «Пчелка».

Іл. 2. Бібліогр.: 5 назв

УДК 629.12: 678.519.92

Дефекты формы ячейки сотового заполнителя, возникающие в процессе формообразования сотового пакета, и их регламентация. / С.М. Мельников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2006. – Вып. 32. – С. 69-75.

Проанализированы дефекты формы ячейки сотового заполнителя, возникающие в процессе формообразования сотового пакета. Предложена математическая модель, позволяющая проанализировать влияние ширины клеевой полосы, шага клеевых полос и межцентрового расстояния между фиксирующими штырями на физико-механические характеристики сотового заполнителя. Обоснованы поля допусков на дефекты формы ячейки, возникающие в процессе формирования сотового пакета, с учетом погрешностей операций нанесения клеевых полос.

Ил. 2. Табл. 1. Библиогр.: 10 назв.

Проаналізовано дефекти форми чарунки стільникового заповнювача, що виникають в процесі формоутворення сотопакета. Запропоновано математичну модель, що дозволяє проаналізувати вплив ширини клейової смуги, кроку клейових смуг і міжцентрової відстані між фіксуючими штирями на фізико-механічні характеристики стільникового заповнювача. Обґрунтовано поля допусків на дефекти форми чарунки, що виникають в процесі формування сотопакета, з урахуванням похибок операцій нанесення клейових смуг.

Іл. 2. Табл. 1. Бібліогр.: 10 назв

УДК 629.735: 658.51.4

Создание штамповой оснастки в машиноориентированном производстве лопаток / В.Ф. Сорокин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 76-84.

Рассмотрены вопросы совершенствования процесса создания формообразующей оснастки для изготовления лопаток турбомашин методами пластического деформирования. Разработанная на базе метода аналитических эталонов и специализированной автоматизированной системы расчета геометрии ручья технология проектирования и изготовления штампов для точной объемной штамповки лопаток позволяет в несколько раз сократить трудоемкость и цикл освоения производства новых изделий, а также повысить качество поковок и оснастки.

Іл. 8. Бібліогр.: 10 назв.

Розглянуто питання удосконалювання процесу створення формотвірного оснащення для виготовлення лопаток турбомашин методами пластичного деформування. На базі методу аналітичних еталонів і спеціалізованої автоматизованої системи розрахунку геометрії струмка розроблено комп'ютерну технологію проектування і виготовлення штампів для точного об'ємного штампування лопаток, що дозволяє в кілька разів скоротити трудомісткість і цикл освоєння виробництва нових деталей, а також підвищити якість поковок і оснащення.

Іл. 8. Бібліогр.: 10 назв

УДК 629.7.025.001.63

Алгоритм проектирования рациональных силовых конструкций многостеночных крыльев малого удлинения / А.А. Цирюк, М.А. Яровой // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 85-95.

Предложен эффективный алгоритм выбора рациональных параметров силового набора крыла малого удлинения. Благодаря использованию особенностей целевой функции и оригинальной концепции уменьшено количество трудоемких прямых расчетов. Приведен пример проектирования многостеночного крыла.

Іл. 5. Бібліогр.: 6 назв.

Запропоновао ефективний алгоритм вибору раціональних параметрів силового набору крила малого подовження. Завдяки використанню особливостей цільової функції і оригінальній концепції зменшено кількість трудомістких прямих розрахунків. Наведено приклад проектування багатостінкового крила.

Іл. 5. Бібліогр.: 6 назв

УДК 621.327

Двухпризнаковое структурное двоичное полиадическое декодирование / В.В. Баранник, А.К. Юдин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 96-100.

Изложено доказательство теоремы о двухпризнаковом структурном полиадическом декодировании двоичных данных. Определено минимальное количество служебных данных, необходимых для организации процесса восстановления без внесения погрешности.

Библиогр.: 4 назв.

Викладено доведення теореми про двохоознакове структурне поліадичне декодування двійкових даних. Визначено мінімальну кількість службових даних, необхідних для організації процесу відновлення без внесення похибки.

Бібліогр.: 4 назви

УДК 658.512.4

Автоматизация поиска технологического процесса с применением конструкторско-технологического кода детали / М. С. Мельников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 101-104.

Рассмотрены положительные стороны применения классификации деталей в авиационной промышленности. Приведен алгоритм автоматизированной системы поиска технологического процесса аналога в БД деталей с помощью конструкторско-технологического кода детали.

Ил. 3. Библиогр.: 3 назв.

Розглянуто питання класифікації деталей у авіаційному виробництві. Наведено алгоритм автоматизованої системи пошуку технологічного процесу аналогу у БД деталей за допомогою конструкторсько-технологічного коду деталі.

Іл. 3. Бібліогр.: 3 назви

УДК 629.7.014.052.3

Разработка методов построения командно-измерительного радиоканала для беспилотного летательного аппарата / В.М. Илюшко, Д. В. Павлюк // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 105-109.

Рассмотрен метод построения командно-измерительного радиоканала для беспилотного летательного аппарата на основе существующей цифровой системы связи МИТРИС ИНТ. Приведены её основные преимущества по сравнению с существующими системами передачи данных, используемые протоколы и стандарты, архитектура системы, а также общая структура МИТРИС ИНТ.

Ил. 1. Библиогр.: 4 назв.

Розглянуто метод побудови командно-вимірювального радіоканалу для безпілотного літального апарата на основі існуючої цифрової системи зв'язку МИТРИС ИНТ. Наведено основні переваги порівняно з наявними системами передачі даних, використані протоколи та стандарти, архітектура системи, а також загальну структуру МИТРИС ИНТ.

Іл. 1. Бібліогр.: 4 назви

УДК 658.012.23

Моделирование организационных структур и процессов управления рисками проекта / А.Е. Агеев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 110-113.

Рассмотрены вопросы организации функционирования офиса управления проектами и программами предприятия. Предложены организационная структура и процессы управления проектными рисками предприятия. Сформирована единая информационная модель оценки, анализа и управления возможными рисками проектов и программ.

Ил. 3. Библиогр.: 4 назв.

Розглянуто питання організації функціонування офісу управління проектами та програмами підприємства. Запропоновано організаційну структуру та процеси управління проектними ризиками підприємства. Сформовано єдину інформаційну модель оцінки, аналізу і управління можливими ризиками проектів і програм.

Іл. 3. Бібліогр.: 4 назви

УДК 004. 89

Интеллектуальная информационная технология поддержки принятия диспетчерских решений / И.Б. Сироджа, И.Е. Россоха, С.В. Россоха // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 114-118.

Предложена интеллектуальная информационная технология в виде действующего прототипа ЭС «Штурман-Розклад» на основе фРАКЗ-моделей для накопления профессиональных знаний по составлению учебных расписаний и компьютерной поддержки диспетчерских решений. Показаны преимущества разработанной интеллектуальной информационной технологии.

Ил. 2. Библиогр.: 3 назв.

Запропоновано інтелектуальну інформаційну технологію у вигляді діючого прототипу ЕС «Штурман-Розклад» на основі фРАКЗ-моделей для накопичення професійних знань зі складання навчальних розкладів і комп'ютерної підтримки диспетчерських рішень. Показано переваги розробленої інтелектуальної інформаційної технології.

Іл. 2. Бібліогр.: 3 назви

УДК 681.3

Метод и алгоритмы оптимизации совокупности оснований системы обработки информации АСУ ТП реального времени, функционирующей в модулярной арифметике / Я.В. Ілюшко, М.С. Деренько, В.А. Краснобаев, Kheru A. Abdullah // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 119-123.

Представлен метод оптимизации оснований модулярной арифметики (МА), на основе которого и в зависимости от принципа реализации арифметических операций разработаны конкретные алгоритмы оптимизации оснований в МА. Использование оптимизированной совокупности оснований будет способствовать решению задачи оптимизации СОИ АСУ ТП.

Табл. 1. Библиогр.: 7 назв.

Подано метод оптимізації основ модулярної арифметики (МА), на основі якого і залежно від принципу реалізації арифметичних операцій розроблено конкретні алгоритми оптимізації основу МА. Використання оптимізованої сукупності основ буде сприяти витріщенню завдання оптимізації СОІ АСУ ТП.

Табл. 1. Бібліогр.: 7 назв

УДК 004.652

Разработка программного средства имитационного моделирования распределенных баз данных / Ю.А. Перетячко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 124-131.

Рассмотрена постановка задачи проектирования и реализации программного средства имитационного моделирования распределенных баз данных. Разработана имитационная модель, которая дает возможность учесть влияние случайных факторов и определить функциональные характеристики разрабатываемой системы. Приведены результаты тестирования программного средства и перспективы дальнейших исследований.

Ил. 2. Библиогр.: 6 назв.

Розглянуто постановку задачі проектування та реалізації програмного засобу імітаційного моделювання розподілених баз даних. Розроблено імітаційну модель, яка дає можливість врахувати вплив випадкових факторів і визначити функціональні характеристики системи, що розробляється. Наведено результати тестування програмного засобу і перспективи подальших досліджень.

Іл. 2. Бібліогр.: 6 назв

УДК 621.396.933.4

Методика оцінки якості функціонування авіаційної лінії інформаційного обміну з урахуванням мінливості умов радіоелектронного подавлення / Д.Л. Чечоткін // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 132-136.

Предложена методика оценки качества функционирования авиационной линии информационного обмена в процессе полета с учетом влияния радиоэлектронного подавления противником. Описание функционирования авиационной линии информационного обмена в терминах пространства состояний позволяет учитывать динамичность радиоэлектронной обстановки и изменение усилий противника по подавлению линии информационного обмена на протяжении полета ЛА.

Ил. 3. Библиогр.: 9 назв.

Запропоновано методику оцінки якості функціонування авіаційної лінії інформаційного обміну в процесі польоту з урахуванням впливу радіоелектронного подавлення противником. Опис функціонування авіаційної лінії інформаційного обміну в термінах простору станів дозволяє враховувати динамічність радіоелектронної обстановки і зміну зусиль противника стосовно подавлення лінії інформаційного обміну протягом польоту ЛА.

Іл. 3. Бібліогр.: 9 назв

УДК 621.31

Энергетическая и экологическая безопасность мира и Украины: состояние и перспективы / Л.С. Рева, Ф.М. Трубочанинов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 137-140.

Проанализованы состояние энергетических ресурсов в мире и перспективы потребления энергоносителей на ближайшие 10-20 лет. Рассмотрены энергетические запасы Украины и сделан вывод, что атомная электроэнергетика обеспечит энергетическую независимость, будет способствовать быстрому сокращению ТЭС, что значительно улучшит экологию.

Библиогр.: 8 назв.

Проаналізовано стан енергетичних ресурсів у світі і перспективи споживання енергоносіїв на найближчі 10-20 років. Розглянуто енергетичні запаси України і зроблено висновок, що атомна електроенергетика забезпечить енергетичну незалежність, сприятиме швидкому скороченню ТЕС, що значно поліпшить екологію.

Бібліогр.: 8 назв

Требования к оформлению статей в тематический сборник научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» «Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии»

Уважаемые авторы публикаций!

К опубликованию в сборнике принимаются научные статьи, ранее не публиковавшиеся, посвященные вопросам и проблемам открытых информационных и компьютерных интегрированных технологий.

Согласно Постановлению ВАК Украины от 15.01.2003 г. № 7-05/1 "Про підвищення вимог до фахових видань, внесених до переліку ВАК України" текст статьи должен содержать следующие необходимые элементы:

- постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими задачами;
- анализ исследований и публикаций, в которых начато решение данной проблемы и на которые опирается автор;
- выделение не решенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья;
- формулировка целей статьи (постановка задачи);
- изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов;
- выводы по данному исследованию и перспективы дальнейших исследований в данном направлении.

Статья, не соответствующая требованиям ВАК Украины, к публикации не принимается.

Статья должна быть отредактирована литературным редактором и сверстана автором таким образом, чтобы все страницы были полностью заполнены текстом (в т.ч. последняя страница). Не принимается статья, содержащая неполные страницы.

Статья должна быть полностью подготовлена с помощью редактора MS Word 95, 97 или 2000. Рисунки и фотографии размещаются в тексте статьи, при этом рисунки должны быть сгруппированы и "привязаны" к тексту.

Требования к оформлению следующие:

- 1) параметры страницы: формат А4, верхнее поле - 2,5 см, нижнее - 3 см, левое - 2,5 см, правое - 2 см, от края до нижнего колонтитула - 2 см;
- 2) номер страницы: внизу, от центра, шрифт Arial (размер 12);
- 3) УДК: в левом верхнем углу страницы, шрифт Arial, 12;
- 4) инициалы и фамилии авторов: шрифт Arial, размер 12, в верхнем правом углу;
- 5) название статьи: шрифт Times New Roman, жирный, размер 16, выравнивание – по центру;
- 6) организация: шрифт Arial, курсив, размер 12;

- 7) между названием статьи, авторами, организацией и текстом статьи - один пустой абзац (размер 12);
- 8) текст статьи: шрифт Arial, обычный, размер 12; интервал - **одинарный**, перед абзацем и после него - 0 пт, отступ первой строки - 1,25 см, выравнивание - по ширине;
- 9) внешний вид графиков, таблиц, формул - по усмотрению авторов, но использовать шрифты размером не менее 8;
- 10) подписи под рисунками располагать по центру страницы; перед рисунком и после его наименования (или подрисуночной подписи) оставить пробел в одну строку.

Физические величины должны приводиться в единицах системы СИ.

В конце статьи необходимо привести список использованных источников (заголовок печатается отдельной строкой посередине, шрифт Arial, 12). Литературные источники должны быть пронумерованы в соответствии с порядком ссылок на них в тексте. Ссылка на источник дается в квадратных скобках. Список литературы приводится в конце статьи библиографическим списком источников на языке оригинала в соответствии с ГОСТ 7.1.-84.

Одновременно со статьей в редакцию предъявляются:

- экспертное заключение организации, в которой работает автор, о возможности опубликования статьи в открытой печати;
- рецензия на статью от ведущего специалиста;
- реферат на русском и украинском языках, содержащий краткое содержание статьи (объем не более семи строк одним абзацем).

Статья и реферат подаются в редакцию в виде файлов на дискете 3,5" (1,44 Мбайт) и в распечатанном виде на бумаге формата А4 (210x297).

Решение о публикации статьи принимает редколлегия.

Принятая к публикации распечатанная рукопись статьи автору не возвращается.

Научное издание

**ОТКРЫТЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ И КОМПЬЮТЕРНЫЕ
ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ**

Выпуск 32

Редакторы: Л.А. Кузьменко, Т.Г. Кардаш

Компьютерная верстка: Н. В. Ефремова

Подписано в печать 29.09.2006. Формат 60×84 ¹/₈. Бум. офсетная.

Усл. печ. л. 8,3. Уч.-изд. л. 9,38. Т. 300 экз. Заказ

**Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского**

«Харьковский авиационный институт»

61070, Харьков-70, ул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

**Отпечатано в типографии ХГАПШ
г. Харьков-23, ул. Сумская, 134, т. 707-87-60**