

УДК 621.91.002

А.Г. ЯСЕВ, Р.В. ПАСЬ

Национальная металлургическая академия Украины, Украина

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ КОЛИЧЕСТВА ОСНАСТКИ ПРИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКЕ ПРОИЗВОДСТВА

Обоснована возможность определения рационального количества технологической оснастки, необходимой для организации планируемого производства. Определен общий алгоритм для выбора количества технологической оснастки (разных видов). Представлен пример реализации алгоритма выбора количества режущего инструмента на предприятии.

подготовка производства, технологическая оснастка, алгоритм, долговечность, отказ

Введение

Производство объектов аэрокосмической отрасли характеризуется использованием многономенклатурной технологической оснастки (приспособлений, режущих и мерительных инструментов). Приобретение универсальной технологической оснастки, проектирование и изготовление специальной технологической оснастки связано с определением рационального ее количества, необходимого для организации будущего производства, и во многом определяет эффективность технологической подготовки производства.

Формулирование проблемы

Определение необходимого количества технологической оснастки на планируемый (будущий) период является одной из важнейших задач технологической подготовки производства [1 – 5], так как затраты времени и средств на технологическое оснащение будущего производства составляют значительную часть общих затрат на его подготовку. Определение количества оснастки по статистическим данным прошлых периодов, как правило, дает неточные (завышенные или заниженные) данные, что приводит к соответствующим потерям. Расчетные методы выбора количества оснастки до настоящего времени проработаны недостаточно, содержат труд-

но определяемые величины, что вызывает затруднения при практическом применении.

Это относится и к автоматизированным системам подготовки производства, в которых алгоритмы выбора количества технологической оснастки, а также их программная реализация требуют доработки [1 – 2].

Для некоторых видов оснастки [5] расчетные методы выбора ее количества имеют законченный вид. Например, расчет необходимого количества конкретного вида режущего инструмента можно произвести по следующей формуле:

$$N_{\Gamma} = \frac{\sum_{i=1}^{k_N} N \cdot t_{mi}}{T_u (1 - \eta_p) 60}, \quad (1)$$

где k_N – количество наименований деталей, обрабатываемых данным видом инструмента; N – программа выпуска по данному наименованию деталей на планируемый период, шт; t_{mi} – машинное время работы каждого данного инструмента при обработке одного вида детали, мин; T_u – машинное время работы инструмента до полного износа; η_p – коэффициент случайного выхода из строя режущего инструмента.

Укрупненный метод расчета количества приспособлений [5] на предприятии (2) имеет значительно меньшую определенность:

$$F_{II} = \frac{100 \cdot T_{пл} \cdot Q_{р.м.}}{T_{с.л.} \cdot P_{исп}}, \quad (2)$$

где $T_{с.л.}$ – срок службы приспособления до полного износа; $T_{пл}$ – длительность планируемого периода; $Q_{р.м.}$ – количество рабочих мест, на которых одновременно применяется приспособление; $P_{исп}$ – использование данного приспособления по времени.

Подобные алгоритмы могут быть применены (хотя в литературе не встречаются ссылки на это) при выборе количества станочных, сборочных и контрольных приспособлений, а также приспособлений для закрепления режущего инструмента. Общей особенностью известных расчетных методов является то, что они базируются на различных исходных статистических показателях, которые определяются по нормативным рекомендациям на основании опыта предыдущих лет. В связи с этим результаты расчетов имеют невысокую точность.

Несмотря на важность указанной задачи, а также определенную общность подхода к выбору количества различных видов оснастки, общий алгоритм до настоящего времени отсутствует.

Решение проблемы

Учитывая, что основные виды технологической оснастки (режущие, вспомогательные и мерительные инструменты и приспособления) относятся к восстанавливаемым объектам, общая схема определения количества (k) различных видов оснастки может быть описана формулой

$$k = \frac{\sum T_i}{t_0 \cdot p} \quad (3)$$

где $\sum T_i$ – общее время работы (наработка) оснастки данного вида в течение планируемого периода; t_0 – среднее время работы до возникновения отказа; p – количество повторных применений данного вида оснастки после восстановления работоспособности.

Общее время работы (наработка) оснастки данного вида в течение планируемого периода (числитель в формуле (3)) выбирается при проектировании

соответствующих технологических процессов изготовления и контроля всех изделий, для которых предполагается использование конкретного вида оснастки.

Определение среднего времени работы до возникновения отказа (t_0) и количества (p) повторных применений данного вида оснастки после восстановления работоспособности (величины в знаменателе формулы (3)) для разных видов оснастки имеет существенные особенности. Например, для режущего инструмента эти величины можно отождествить с периодом стойкости и количеством переточек до полного износа, которые можно считать известными заранее для применяемых видов режущего инструмента.

Выбор (при прогнозировании) этих величин (t_0 и p) для приспособлений и измерительных средств имеет меньшую определенность. Для этих видов оснастки необходимо сформулировать условия возникновения отказа, обосновать возможность прогнозирования времени работы до наступления отказа и определения количества повторных применений оснастки.

Важнейшее значение при этом имеет прогнозирование возникновения отказа технологической оснастки. Прогнозирование этого события можно осуществить путем моделирования отказа с помощью структурной схемы надежности, состоящей из элементов технологической оснастки, которые в основном определяют ее работоспособность, и показатели безотказности и долговечности (например, вероятность отсутствия или наличия отказа, наработка до отказа, ресурс), которые должны быть известны.

Вероятность появления отказа элемента технологической оснастки может быть установлена в результате математического моделирования потока отказов как событий, каждое из которых заключается в потере работоспособного состояния этого элемента. Обязательным условием моделирования еди-

ничного отказа является наличие математической модели (обладающей необходимым уровнем соответствия оригиналу [6]) процесса, который определяет работоспособность данного элемента технологической оснастки. Моделирование потока отказов основывается на использовании (и воспроизведении) с помощью соответствующих программных средств [7]) определенных законов распределения вероятностей возникновения конкретного сочетания характеристик условий работы элемента оснастки.

Например, моделирование (рис. 1) потока отказов станочного приспособления (т.е. событий, заключающихся в увеличении погрешности обработки из-за наступления недопустимого износа установочных элементов при конкретном сочетании характеристик условий применения) основывается на использовании известной [3] математической модели износа установочных элементов.

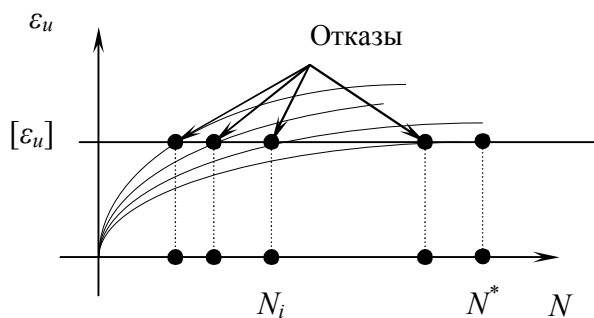


Рис. 1. Имитационное моделирование потока отказов

Среднее время до возникновения отказа оснастки может быть рассчитано по среднему количеству изделий, которые получены до наступления отказа, и длительности применения данного вида оснастки для одного изделия.

Количество повторных применений данного вида оснастки после восстановления ее работоспособности определяется в результате анализа условий достижения предельного состояния для данного вида технологической оснастки.

Общий алгоритм прогнозирования для разных видов технологической оснастки включает:

- определение общего времени использования оснастки данного вида при изготовлении всех видов изделий при заданном их количестве (по информации, которая присутствует в соответствующих технологических процессах);
- определение среднего времени работы до возникновения отказа оснастки данного вида (по информации, полученной путем имитационного моделирования отказов);
- определение количества повторных применений данного вида оснастки после восстановления работоспособности (по информации, полученной в результате анализа условий достижения предельного состояния для данного вида технологической оснастки);
- расчет количества оснастки данного вида на планируемый период по формуле вида (3).

Например, алгоритм прогнозирования количества режущего инструмента, необходимого для организации будущего производства известных видов и объемов выпуска изделий, имеет вид:

- формирование базы данных о машинном времени (T_j) обработки всей номенклатуры (n) деталей каждым режущим инструментом на основе технологических процессов обработки деталей в электронном виде, т.е. полученных при помощи САПР технологической подготовки производства;
- определение суммарного времени обработки (T_{mi}) с применением каждого i -го вида инструмента для соответствующих программ выпуска (N_j):

$$T_{mi} = \sum_{j=1}^n T_j \cdot N_j, \quad (4)$$

- выбор величин периодов стойкости (T_i) для каждого вида режущего инструмента, а также определение количества возможных переточек (p_i) инструмента до его полного износа из соответствующих баз данных;
- расчет количеств (k_i) инструментов каждого вида, необходимых для обработки всей программы выпуска деталей в будущем:

$$k_i = \frac{T_{mi}}{T_i \cdot p_i}. \quad (5)$$

Для одного из машиностроительных предприятий (авиационного профиля) произведен проверочный расчет с помощью данного алгоритма количеств нескольких видов резцов, которые реально использовались в прошедшем году для выпуска известной номенклатуры и объемов выпуска продукции. Величина, полученная при расчете, меньше действительного количества на 5%, что объясняется наличием не учитываемых данным алгоритмом организационно-технических особенностей ведения инструментального хозяйства предприятия. В частности, не учитывается наличие и использование запасов инструментов на центральном инструментальном складе, в инструментальных кладовых механических цехов, способы заказа инструментов, возможный обмен между цехами и т.п.

Снижение трудоемкости и повышение точности прогнозирования может быть обеспечено при автоматизации данного алгоритма с применением ЭВМ, формировании и использовании баз данных с информацией о технологических процессах, оборудовании и оснастке.

На машиностроительных предприятиях с широкой номенклатурой выпускаемой продукции (и соответствующей многономенклатурной технологической оснасткой) важно не только обоснованно определять общую потребность всех видов оснастки, но и рационально ее распределять между потребителями (цехами предприятия) и подразделениями, в которых она хранится и обслуживается (инструментальных складах, кладовых и цехах), а также решать другие вопросы организации инструментального хозяйства.

Основным критерием при решении этих оптимизационных задач являются суммарные затраты, которые должны быть минимальными.

Заключение

Прогнозирование количества технологической оснастки, которая является одним из важнейших ресурсов для организации машиностроительного производства, можно выполнять с помощью предложенного алгоритма. Задача выбора количества технологической оснастки должна решаться с учетом минимизации затрат на его практическую реализацию, т.е. является оптимизационной задачей.

Литература

1. Митрофанов С.П., Гульнов Ю.А., Куликов Д.Д. Автоматизация технологической подготовки серийного производства. – М.: Машиностроение, 1974. – 360 с.
2. Аверченков В.И., Каштальян И.А., Пархун А.П. САПР технологических процессов, приспособлений и режущих инструментов. – Минск: Высшейш. шк., 1993. – 288 с.
3. Корсаков В.С. Основы конструирования приспособлений. – М.: Машиностроение, 1983. – 277 с.
4. Равська Н.С., Мельничук П.П., Касьянов А.Г., Родін Р.П. Технологія інструментального виробництва. – Житомир: ЖІТІ, 2001. – 555 с.
5. Власов В.Ф. Экономика инструментального производства. – М.: Машиностроение, 1965. – 136 с.
6. Ясев А.Г. Соответствие математических моделей и технологических процессов в металлургии и машиностроении. – Днепропетровск: Днепр-VAL, 2001. – 237 с.
7. Шеннон Р. Имитационное моделирование систем – искусство или наука. – М.: Мир, 1978. – 418 с.

Поступила в редакцию 22.08.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Е. Проволоцкий, Национальная металлургическая академия Украины, Днепропетровск.

УДК 621.923

А.А. ГОРБАЧЕВ

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

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПЛАНЕТАРНОГО ГЛУБИННОГО ШЛИФОВАНИЯ ПЛОСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Описан алгоритм расчета величины подачи при планетарном глубинном шлифовании. Определена функциональная связь основных технологических параметров, обеспечивающих благоприятные условия стружкообразования за счет возможности проявления адсорбционного эффекта Ребиндера.

технологические параметры, глубинное шлифование, адсорбционный слой, припуск, глубина, абразивные зерна, планетарно-шлифовальная головка

Введение

Исследованию процесса возникновения шлифовочного брака (микротрещин, прижоги, разупрочнение поверхностного слоя и т.п.) посвящены многие работы. Однако до настоящего времени эта проблема не имеет фундаментальной базы. Это обусловлено тем, что механизм влияния различного рода СОТС на физические процессы, протекающие в зоне контакта абразивного инструмента с обрабатываемым материалом, очень сложен, многообразен и трудно поддается прямому изучению.

Поэтому очень важно установление взаимосвязи технологических, кинематических и конструктивных параметров процесса шлифования, обеспечивающей благоприятные условия стружкообразования.

Формулировка проблемы. Целью данной статьи является определение взаимосвязи между технологическими, кинематическими и конструктивными параметрами процесса шлифования деталей АД из ТОМ с помощью ПШГ из условия обеспечения возможности наиболее полного проявления адсорбционно-пластифицирующего эффекта Ребиндера [1, 2].

На основе анализа [3] кинетики механохимических процессов, протекающих в контактной зоне при шлифовании, были разработаны критерии оцен-

ки “необходимых” и “достаточных” условий для наиболее полного протекания адсорбционного взаимодействия поверхностно-активных веществ СОТС с ювенильными участками обрабатываемой поверхности в контактной зоне (эффект Ребиндера).

Таковыми критериями являются:

1. **Критерий необходимости:** количество Ω_K молекул среды, подводимой (или поступающей) в контактную зону к (вскрываемым режущими абразивными зернами) ювенильным участкам поверхности, не должно быть меньше количества $\Omega_{ад}$ молекул, необходимых для образования адсорбционного слоя.

Аналитически этот критерий можно выразить следующим соотношением:

$$\frac{\Omega_K}{\Omega_{ад}} \geq \rho, \quad (1)$$

где $\rho \in (10 \dots 100)$ – константа, величина которой зависит от физико-химических свойств СОТС и обрабатываемого материала, а также от температурных условий контактной зоны.

2. **Критерий достаточности:** промежуток времени $\Delta\tau_p$ между двумя последовательными актами съема стружки с одного и того же участка обрабатываемой поверхности должен быть не меньше, чем латентный период $\Delta\tau_x$ времени развития эффекта

Ребиндера, который в первом приближении можно считать равным времени образования хемосорбционного слоя, т.е.

$$\frac{\Delta\tau_p}{\Delta\tau_x} = S_r \geq 1. \quad (2)$$

Выполнение критериальных условий (1) и (2) в общем случае может быть обеспечено тремя путями:

- увеличением $\Delta\tau_p$ (кинематический способ);
- уменьшением $\Delta\tau_x$ (физико-химические методы);
- увеличением $\Delta\tau_p$ при одновременном уменьшении $\Delta\tau_x$ (комбинированные методы).

С практической точки зрения наиболее интересным представляется кинематический метод обеспечения критериальных условий (1) и (2), ибо, с одной стороны, его применение возможно на серийном станочном оборудовании, а с другой, он может стать основой для разработки более прогрессивного, принципиально нового оборудования.

Принципиальная схема шлифования плоских поверхностей с помощью планетарной шлифовальной головки (ПШГ) представлена на рис. 1.

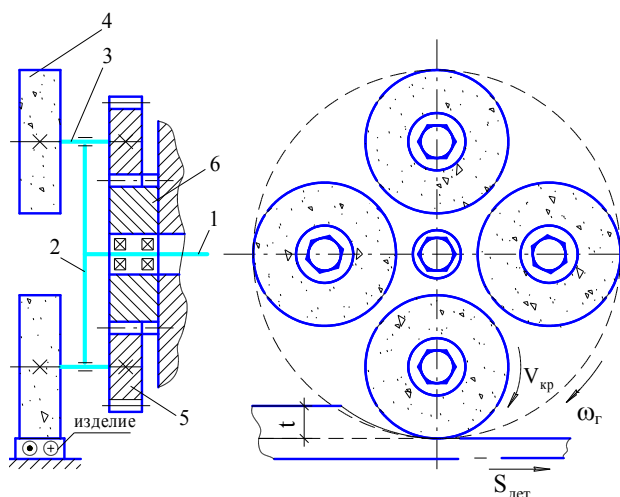


Рис. 1. Принципиальная схема шлифования плоских поверхностей с помощью ПШГ

ПШГ состоит из шпинделя 1, на котором жестко закреплено водило 2, несущее на валах 3 абразивные

круги 4 и сателлиты 5 с возможностью обкатки солнечного колеса 6.

При вращении шпинделя 1 с водилом 2 сателлиты 5, обкатывая солнечное колесо 6, сообщают абразивным кругам 4 вращательное движение, состоящее из вращения вокруг оси шпинделя 1 и собственной.

Решение проблемы

Для определения величины подачи используем такое условие работы режущих зерен, когда максимальная толщина стружки, снимаемая каждым режущим зерном за проход, не превышает предельно допустимую величину $[a_z]$, при которой обеспечиваются наиболее благоприятные условия работы абразивных зерен [4].

За интервал времени $\Delta\tau_p = 1/m\omega_z$ между двумя последовательными актами съема стружки с одного и того же участка обрабатываемой поверхности изделие должно переместиться в продольном направлении на такое расстояние $\Delta = FF'$ (рис. 2), при котором припуск не превышает величины $[a_z]$, т.е.

$$\Delta = S_{\text{дет}} \cdot \Delta\tau_p = S_{\text{дет}} / m\omega_z, \quad (3)$$

где $S_{\text{дет}}$ – величина подачи обрабатываемой детали; ω_z – угловая скорость планетарной шлифовальной головки; m – количество шлифовальных кругов ПШГ.

Для определения величины Δ проведем касательную KG в точке G к траектории перемещения головки. Получим треугольник ΔKGF , в котором гипотенуза

$$KF = FF' + F'K. FF' = \Delta,$$

а $F'K$ с погрешностью, не превышающей 1...2%, примем равным $F'K \approx 0,1 \Delta$. Тогда $KF = 1,1 \Delta$.

Из подобия треугольников ΔFKG и ΔFO_2M следует, что

$$\frac{GF}{KF} = \frac{FM}{O_2F}. \quad (4)$$

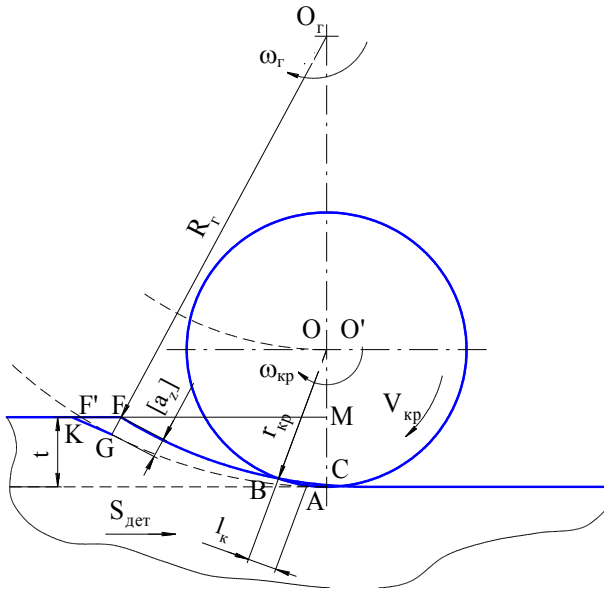


Рис. 2. Схема взаимодействия ППГ с обрабатываемой поверхностью

Из треугольника ΔFO_2M определим

$$FM = \sqrt{O_2F^2 - O_2M^2}, \quad (5)$$

где $O_2F = R_2$ – радиус планетарной головки; $O_2M = O_2C - MC = R_2 - t$; t – глубина припуска, снимаемая планетарной головкой.

Тогда

$$FM = \sqrt{R_2^2 - (R_2 - t)^2} = \sqrt{2R_2t - t^2}.$$

Учитывая, что $2R_2 = D_2$ (диаметр планетарной головки), а величиной t^2 по сравнению с произведением $2R_2t$ можно пренебречь, получим

$$FM = \sqrt{D_2t}.$$

Подставляя все найденные значения в (3), определим Δ :

$$\Delta = \frac{D_2[a_z]}{2,2\sqrt{D_2t}} = \frac{[a_z]}{2,2} \sqrt{\frac{D_2}{t}}. \quad (6)$$

Приравняв выражения (3) и (6), получим выражение для определения подачи детали:

$$S_{дет} = 0,455m\omega_z[a_z]\sqrt{D_2/t}. \quad (7)$$

Заключение

Выражение (7) устанавливает взаимосвязь технологических, кинематических и конструктивных параметров планетарной шлифовальной головки, обеспечивающих благоприятные условия стружкообразования.

Литература

1. Ребиндер П.А. Поверхностные явления в дисперсных системах // Избранные труды по физико-химической механике. – М.: Наука, 1979. – 381 с.
2. Ребиндер П.А., Калиновская Н.А. Понижения прочности поверхностного слоя твердых тел при адсорбции поверхностно-активных веществ // Техническая физика. – 1932. – № 2. – С. 726 – 755.
3. Сурду Н.В., Долматов А.И., Горбачев А.Ф., Горбачев А.А. Повышение эффективности шлифования путем совершенствования кинематики процесса // Вопросы проектирования и производства конструирования летательных аппаратов. – Х.: ХАИ. – 2000. – Вып. 22 (5). – С. 118 – 125.
4. Горбачев А.А. Определение кинематических параметров планетарного глубинного шлифования плоских поверхностей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – Вып. 2 (18). – С. 19 – 22.

Поступила в редакцию 6.08.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Мовшович, НИИ технологий машиностроения, Харьков.

UDC 621.7.044

V. IMAYEV¹, R. IMAYEV¹, R. SAFIULLIN¹, W. BECK²¹*Institute for Metals Superplasticity Problems (IMSP), Russian Academy of Science, Russia*²*FormTech GmbH, Germany*

ADVANCED TITANIUM MATERIALS FOR AEROSPACE APPLICATIONS – CURRENT STATUS AND OUTLOOK

High temperature resistant Ti- and TiAl-alloys are needed in aircraft and engines to reduce weight. The traditional construction materials in areas of elevated temperatures of more than 350°C are Ni-alloys like IN 625 and IN718. Unfortunately the density of Ni-alloys is more than twice of Ti and TiAl-alloys. The wrought Ti-alloys cannot be introduced with temperatures of more than ~450°C. The application for higher temperatures is restricted by low resistance against oxidation and hydrogen pick-up and due to sharp fall of hot strength properties. The TiAl-material retains its high hot strength level and its oxidation resistance to temperatures of more than 800°C. The very favourable service properties have some negative implications on the forming process however. At room temperature the material reacts very brittle. The elongation to fracture is less than 2%. Cold forming is not possible at all. Sufficient plasticity is generated only at forming temperatures of more than 980°C. The forming stress remains nevertheless high. Over 980°C the plasticity properties show a considerable amount of strain. It is possible to blow-form or to hot-form typical sheet metal part geometries. Forming of parts is done now at temperatures of up to 1150°C, the gas pressure can be as much as 50 bars. Considering the design and production of forming dies and the control of the press work a considerable amount of experience has been generated. The hot press installation works repeatable and reliable. The actual shortage of TiAl sheet metal will be overcome in next future. The sample geometries show very clearly the potential of TiAl sheet metal articles for a new approach targeting on weight reduction with help of new metal alloys.

superplastic forming, diffusion bonding, microstructure, workpiece, prematerial, homogenization, recrystallization, globularization

Introduction

TiAl materials applications might have a significant increase if the sheet metal product would be cheaper and the forming and joining processes would prove good respectability [1 – 5]. Cost of TiAl today is mainly driven by high temperature rolling. Forming and diffusion bonding are not very much exploited.

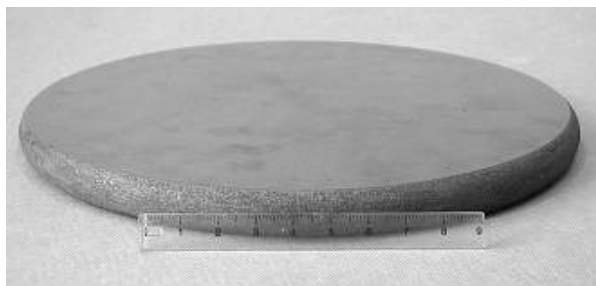
Thermomechanical treatment of $\gamma + \alpha_2$ alloys for production of prematerial for sheet rolling

Rod ingots of the Ti-44.2Al-3(Nb,Cr,B) and 45.2Al-3.5(Nb,Cr,B) alloys produced by induction scull technique were available. The ingots were HIPed and homogenized, followed by furnace cooling. The hot working procedure included primary quasi-isothermal (canned) forging in the $(\alpha + \gamma)$ phase field, an off-line, intermediate furnace globularization annealing slightly

below the eutectoid temperature and additional isothermal forging in the $(\alpha_2 + \gamma)$ phase field. This method was successfully utilized for ingot workpieces of $\varnothing 70 \times 120$ mm, which were cut and machined from the HIPed and homogenized ingots. These workpieces were canned, preheated and forged at a nominal strain rate of about $5 \times 10^{-2} \text{ s}^{-1}$ using low-carbon steel as a can material and preheated die tools. The additional forging step was carried out in the same forging direction under isothermal conditions at a strain rate of $10^{-3} - 10^{-2} \text{ s}^{-1}$ using a glass lubricant. Sound pancakes of $\varnothing 200 \times 15$ mm were successfully manufactured by the described technique (fig. 1). Partially recrystallized and globularized microstructures were produced throughout the pancakes of both alloys (fig. 2). The typical γ grain size was 2 – 4 μm and the coarsest grains did not exceed 10 μm . Globularized α_2 particles were less than 1 μm in diameter. In the Ti-44.2Al-3(Nb, Cr, B) alloy, lamellae



a



b

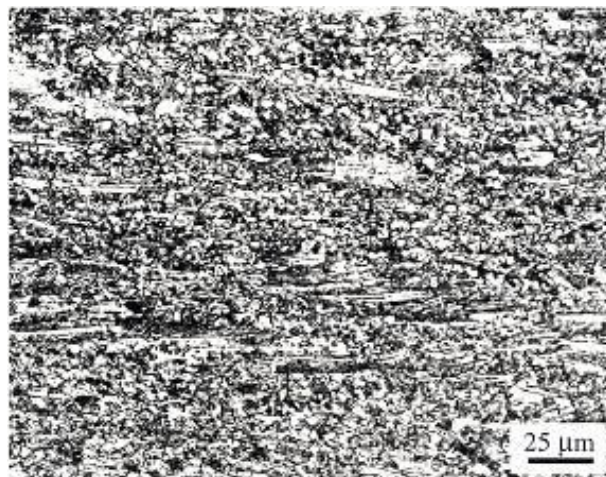
Fig. 1. Ingot breakdown technique for the Ti-45.2Al-3.5 (Nb,Cr,B) and Ti-44.2Al-3 (Nb,Cr,B) alloys: a – workpiece after HIP and homogenization heat treatment, b – final workpiece after two-step forging

remnants occupied higher volume fraction than that in the case of the Ti-45.2Al-3.5(Nb,Cr,B) alloy.

Thus, two-step hot working with the last step below the eutectoid temperature was found to be an effective processing method for ingot breakdown of the alloys.

This led to a significant decrease in both the transition temperature (by about 300°C lower than the eutectoid temperature) and high temperature tensile strength. The latter is important for providing the minimum condition of can-preform flow stress mismatch. Reasoning from this, the wrought processed Ti-45.2Al-3.5 (Nb,Cr,B) and Ti-44.2Al-3 (Nb,Cr,B) alloys were used as prematerial for development of sheet rolling process below the eutectoid temperature.

Sheet rolling, structure and mechanical properties of sheet material



a



b

Fig. 2. Fine-grained microstructures in (a) the Ti-45.2Al-3.5(Nb,Cr,B) and (b) Ti-44.2Al-3(Nb,Cr,B) alloys after two-step hot working. The forging direction is vertical

Rectangular performs for sheet rolling were cut out of the pancakes of the Ti-45.2Al-3.5 (Nb,Cr,B) and Ti-44.2Al-3 (Nb,Cr,B) alloys. Standard stainless steel was used as a can material. The pack was soaked in a furnace at a temperature lower than the eutectoid temperature and then hot rolled with intermediate reheat between each pass. Reductions per pass and rolling speeds produced effective strain rates of the order of 10^{-1} s^{-1} . Sheets on a laboratory scale have successfully been fabricated by the described technique (fig. 3).



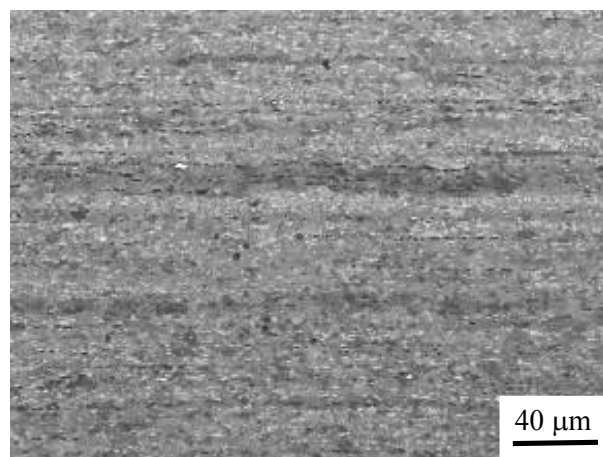
Fig. 3. Semi-finished sheet products rolled below the eutectoid temperature

Fig. 4 presents the microstructures of the Ti-45.2Al-3.5 (Nb,Cr,B) and Ti-44.2Al-3 (Nb,Cr,B) alloys rolled to a reduction of 4:1. Due to sheet rolling the lamellae remnants were completely transformed into a globular microstructure. Particularly, a quite homogeneous microstructure was obtained in the sheet of the Ti-44.2Al-3 (Nb,Cr,B) alloy that might be ascribed to the fact that this alloy was to β -solidifying alloys. The Ti-45.2Al-3.5 (Nb,Cr,B) alloy appears to be near β -solidifying, i.e. a small amount of liquid during solidification solidified through peritectic reactions that led to the formation of some bands. Thus, the dark bands distinguished in Figure 4a most probably corresponded to interdendritic regions with higher aluminum content, which were inherited from the ingot structure of the alloy. The typical γ grain size was 2 – 3 and 3 – 5 μm in the Ti-45.2Al-3.5 (Nb,Cr,B) and Ti-44.2Al-3 (Nb,Cr,B) alloys respectively. Particles of the α_2 phase were found to be mainly globular ($d_{\alpha_2} < 1.5 \mu\text{m}$) and elongated ($d_{\alpha_2} < 1.5 \times 5 \mu\text{m}$) in the former and latter alloys respectively (fig. 4).

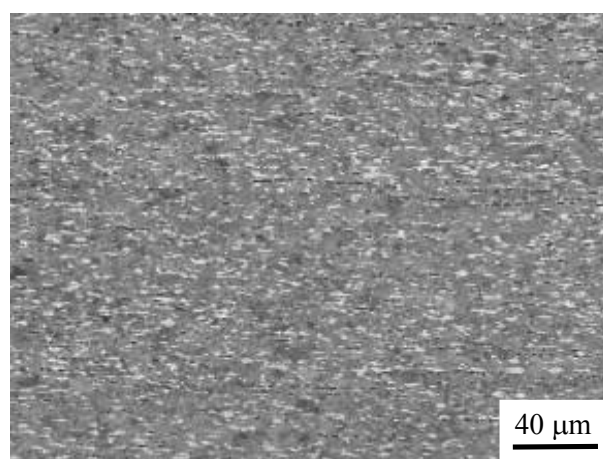
Diffusion Bonding of γ -TiAl sheet materials

To exploit γ -TiAl sheet materials in structural applications, reliable joining techniques providing joints with mechanical properties similar to the base material should be developed. In this regard, diffusion bonding seems to be one of the most challenging joining tech-

niques for γ -TiAl sheet based components [3]. Diffusion bonding experiments have shown that excellent joints with mechanical properties similar to the base material can be realized. Due to using much lower rolling tem-



a



b

Fig. 4. SEM micrographs (BSE images) of the sheet material of (a) the Ti-45.2Al-3.5 (Nb,Cr,B) and (b) Ti-44.2Al-3 (Nb,Cr,B) alloys rolled to a 4:1 reduction showing transversal plane of the sheets;

the rolling direction is horizontal

peratures (lower than the eutectoid one) the microstructure of the sheet materials produced by IMSP was significantly finer and more homogeneous than that of a previous producer. Thus, the aim of the present work is to establish diffusion bonding parameters of γ -TiAl sheet samples having different microstructures and to show the difference between joints quality of the sheet materials rolled above and lower the eutectoid temperature.

Experimental Procedure

Diffusion bonding experiments were carried out using special equipment. The samples are settled by polished surfaces to one another and sealed inside a metallic container. The container is placed between load-bearing plates. The assembled equipment is connected by pipes with the automated control system and placed in a furnace.

During heating of the equipment the container is held under vacuum. With a pressure $P = 0...6$ MPa diffusion bonding of the samples is provided. Two types of samples were used: 1-st type – cut from sheet material obtained from a western European source and 2-nd type – cut from sheet material obtained by IMSP. The diffusion bonding experiments were performed on 1mm thick samples, bonding temperatures were 950 and 1000°C, bonding time was 2 hours and pressure values were in the range of 6.6-88 MPa. The pressure led to a strain of the samples, which was $\varepsilon = 10...60$ %. After finishing the bonding procedure the equipment was cooled and the samples were extracted.

Results

Metallographic examination of the bonded zones revealed the formation of diffusion bonding in all the samples. The joint quality was better in the case of the 2-nd type samples as compared with the 1-st type samples. For instance, the relative porosity in the area of the bonded zone was measured $V_p = 20.8\%$ in the 1-st type samples against $V_p = 3.6\%$ in the 2-nd type samples after bonding at $T = 950^\circ\text{C}$, $P = 11$ MPa, ($\tau = 2h$), a strain of the bonded samples was $\varepsilon \approx 13$ %. An increase in the bonding temperature up to $T = 1000^\circ\text{C}$ using the same pressure resulted in a significant decrease in relative porosity in the area of the bonded zone, $V_p = 2$ and 1% was obtained in the 1-st type and the 2-nd type samples respectively. With increasing the bonding pressures the joint quality was improved. For example, using 44 and 88 MPa at $T = 950^\circ\text{C}$ sound joints free of micro

pores and invisible by SEM were obtained. A strain of the bonded samples in this case was $\varepsilon \approx 20$ and 60% respectively. The same result was obtained at $T = 1000^\circ\text{C}$ but using lower bonding pressures.

Figs. 5 and 6 present typical bonding zones of the 1-st and 2-nd type samples obtained after diffusion bonding at $T = 950$ and 1000°C using the bonding pressure of 11MPa. It is seen that the joint quality is appreciably better in the case of the 2-nd type samples against the 1-st type samples. Using $T = 1000^\circ\text{C}$ and the bond-

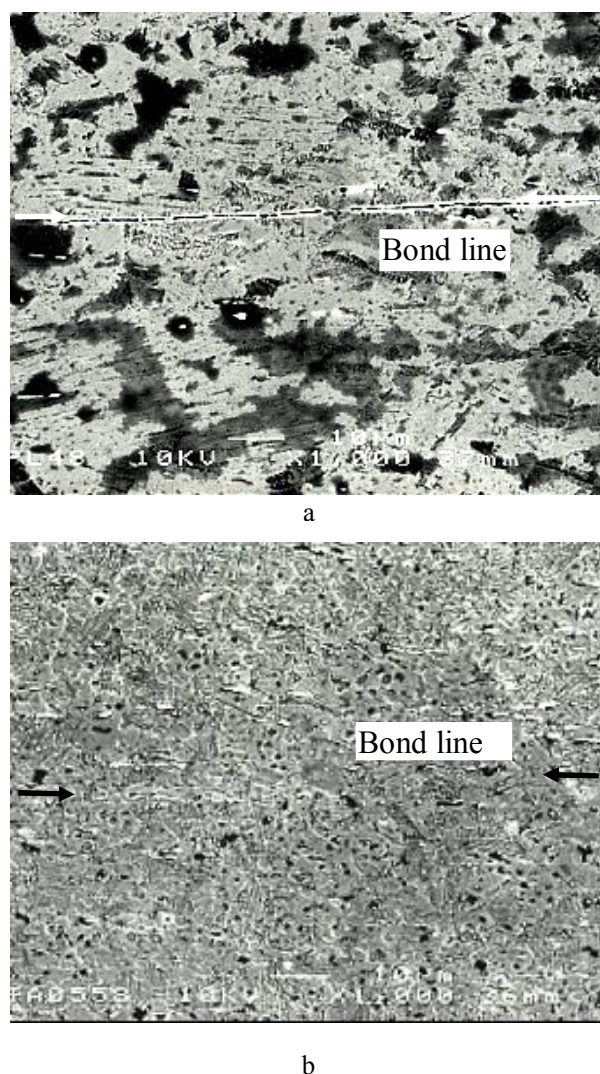
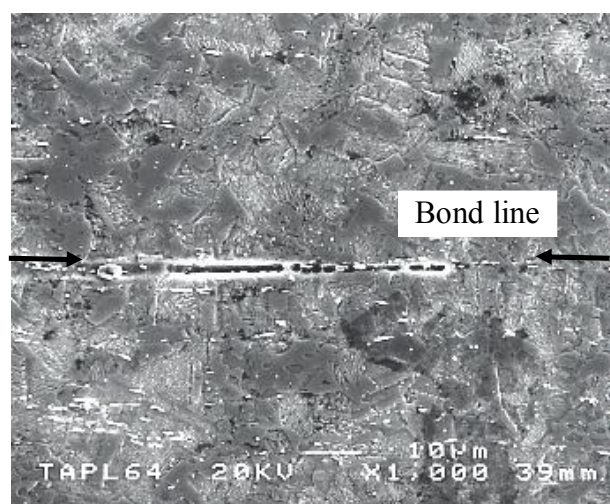
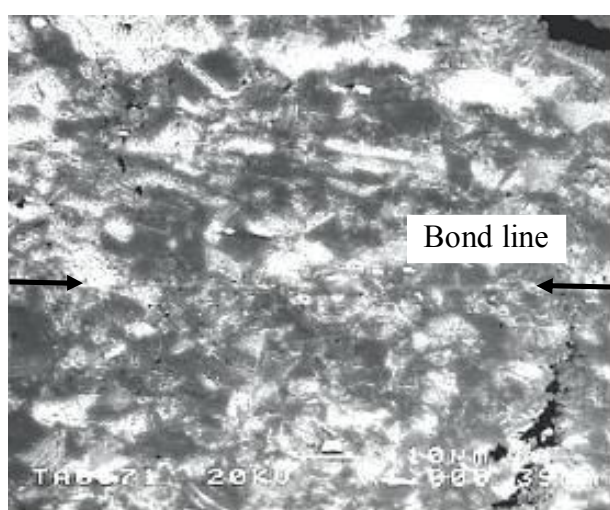


Fig. 5. Typical SEM images of bonding zones of the (a) 1-st and (b) 2-nd type samples ($T = 950^\circ\text{C}$, $P = 11$ MPa, $\varepsilon = 13\%$). $V_p = 20.8$ and 3.6% were measured in the area of the bonding zone in the first and the second joint, free of micro voids, was attained in the samples of the 2-nd type. In the case of the 1-st type samples the joint quality was



a



b

Fig. 6. Typical SEM images of bonding zones of the (a) 1-st and (b) 2-nd type samples ($T = 1000^{\circ}\text{C}$, $P = 11 \text{ MPa}$, $\varepsilon = 17\%$). $V_p = 2$ and 1% were measured in the area of the bonding zone in the first and the second case respectively

somewhat worse (fig. 5).

The bonding temperature of 1000°C and relatively low bonding pressures ($P = 10 \dots 15 \text{ MPa}$) comparable with those used for conventional titanium alloys were found to be suitable to produce sound joints in the sheet material of the 2-nd type.

Forming

Forming of sheet metal parts of TiAl has to be made at high temperatures above 980°C . Hot forming and SPF parts have been produced (fig. 7 and 8). The press and die concept is working reliable.

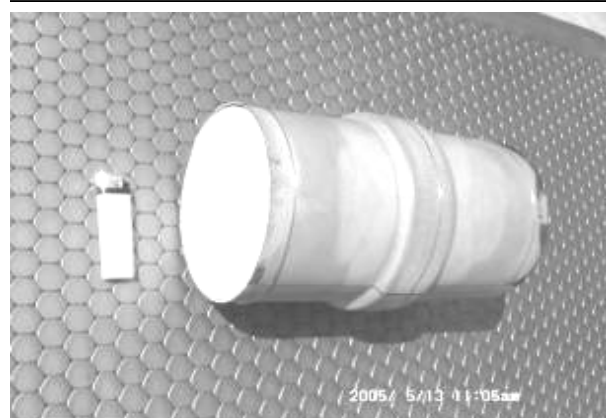


Fig. 7. Hot-formed parts

Summary

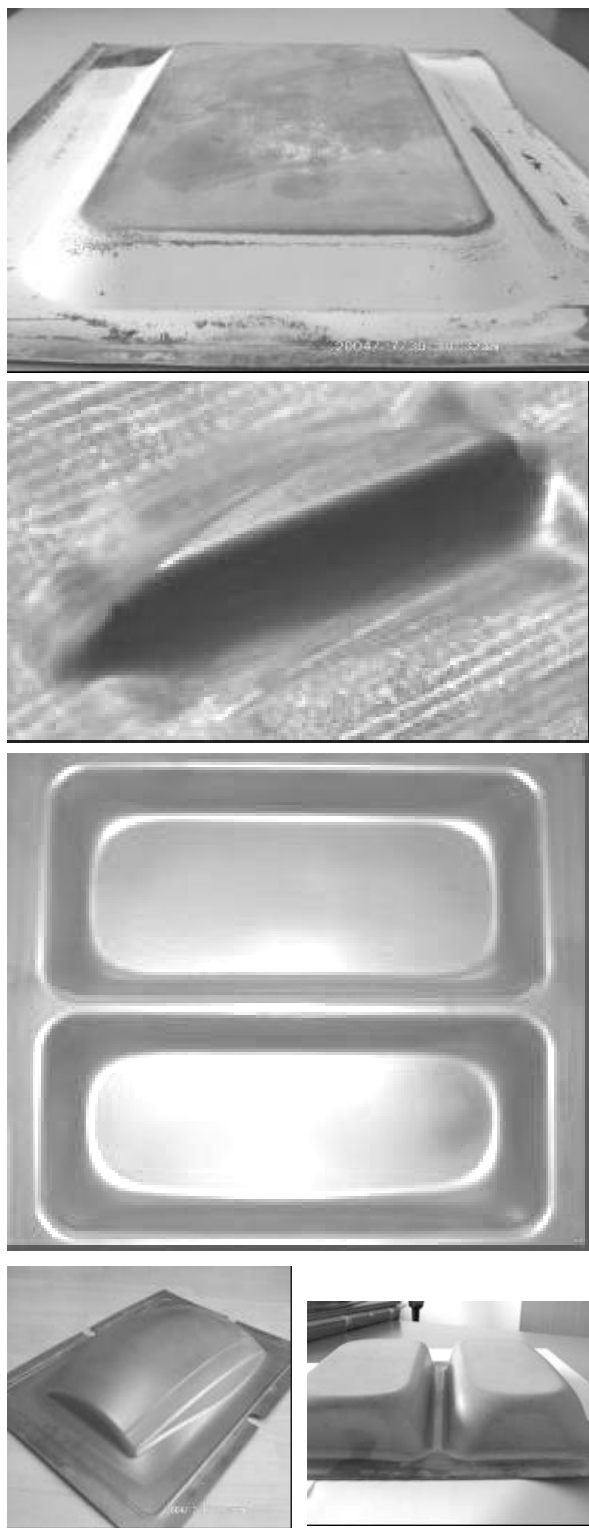


Fig. 8. SPF parts

Both the materials science investigations to find a new processing route to reduce production cost of TiAl sheet, the basic investigations to compare Diffusion Bonding performance of “conventional” with micro-

grain material and the forming test proved successfully.

References

1. Clemens H., Eberhardt N., Glatz W. et al. Processing and properties of gamma titanium aluminides // Proceedings of the 2nd International Symposium «Structural Intermetallics», M.V.Nathal, R.Darolia, C.T.Liu et al. (eds.), the Minerals Metals & Mater. Soc. – 1997. – P. 277 – 286.
2. Clemens H., Kestler H., Eberhardt N. et al. Processing of γ -TiAl based alloys on an industrial scale // Proceedings of a symposium «Gamma Titanium Aluminides», Y-W. Kim, D.M. Dimiduk, M.H. Loretto (eds.), the Minerals Metals & Mater. Soc. – 1999. – P. 209 – 223.
3. Das G., Bartolotta P.A., Kestler H. et al. The sheet gamma TiAl technology developed under the enabling propulsion materials/high speed civil transport (EPM/HSCT) program: sheet production and component fabrication // Proceedings of the 3rd International Symposium «Structural Intermetallics», Hemker K.J., Dimiduk D.M., Clemens H., et al. (eds.), the Minerals, Metals & Mater. Soc. – 2001. – P. 121 – 130.
4. Imayev R., Imayev V., Kuznetsov A. “Low-temperature” sheet rolling of $\gamma+\alpha_2$ titanium aluminides: approach and implementation // Proceedings of a symposium «Gamma Titanium Aluminides», Y-W. Kim, H. Clemens, A.H. Rosenberger (eds.), the Minerals Metals & Mater. Soc. – 2003. – P. 265 – 273.
5. Imayev V.M., Imayev R.M., Kuznetsov A.V., Shagiev M.R., Salishchev G.A. Superplastic properties of Ti-45.2Al-3.5(Nb,Cr,B) sheet material rolled below the eutectoid temperature // Mat. Sci. & Eng. – 2003. – V.A348. – P. 15 – 21.

Поступила в редакцию 25.08.2005

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 621.311.014.3

А.М. ПАНЧЕНКО

Харківський університет Повітряних Сил, Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ ПЕРЕХІДНИХ ПРОЦЕСІВ ПРИ НАЯВНОСТІ ЗАТРИМКИ СПРАЦЮВАННЯ МЕХАНІЧНОГО ВИМИКАЧА

Розглядаються процеси, обумовлені вмиканням трансформатора з затримкою в часі, та послідуною зміною навантаження. Представлені залежності перехідних процесів, викликані інерційністю контактної пари вимикача.

перехідні процеси, інерційність вимикача, затримка в часі

Постановка проблеми

Відомо, що вага джерел живлення бортової системи електропостачання апаратів є досить критичним показником. В першу чергу на неї впливає потужність споживачів, і вона з кожним роком зростає. Існує певне перебільшення потужності джерела живлення над потужністю споживачами, обумовлене перехідними процесами, що виникають в системі живлення при різкій зміні навантаження. Значення кидків струму, що при цьому виникають, є випадковою величиною і для збільшення надійності системи живлення йдуть шляхом завищення установленної потужності джерел живлення. Але характер перехідних процесів залежить від ряду факторів і зокрема, від фази вмикання споживача (момент спрацювання контактів по відношенню до синусоїди напруги). При використанні електронних комутаційних апаратів, які здатні спрацювати в фіксовані моменти часу, можливо вмикати навантаження з мінімальним перехідним процесом, що дає можливість зменшити установлену потужність джерел живлення. Навантаження на борту, як правило має активно-індуктивний характер, до цієї категорії відносяться трансформатори, двигуни тощо.

В існуючій літературі широко висвітлені перехідні процеси, що виникають у трансформаторах. Але питання, як впливає на хід перехідного процесу за-

тримка в часі, що обумовлена інерційністю механічних частин вимикача між моментом надходження команди і її фізичним виконанням, потребує подальшого вивчення. Стосовно трифазних вимикачів, які в силу об'єктивних причин неможливо виконати такими, щоб усі три полюси спрацьовували одночасно, це явище створює специфічні перехідні процеси. В даній роботі висвітлюється проблема: на що впливає затримка в спрацюванні вимикача тривалістю від дольов періоду до декількох періодів, та як залежать перехідні процеси від зміни фази вмикання.

Аналіз літератури

В класичній літературі по перехідним процесам детально опрацьовані окремо взяті процеси. Так в [1] процес вмикання описується диференціальним рівнянням другого порядку, але при його рішенні не враховуються понад перехідні струму і рішення зводиться до рівняння першого порядку. В [2] перехідні процеси описуються лише для штучного режиму при вмиканні навантаженого трансформатора на постійну напругу. Більш детально розглядаються питання вмикання навантаженого трансформатора в [3], але не враховується вплив негармонічних складових. Опрацьовані математичні моделі, що відображають ці процеси [4 – 6], але у вказаних виданнях питання роботи трансформатора розглядаються як окремі процеси, відсутній опис в єдиному часі –

вмикання трансформатора, вихід на усталений режим, стрибкове збільшення навантаження на уже працюючому трансформаторі, вплив затримки в часі спрацювання механічного вимикача при вмиканні та при збільшенні навантаження.

Мета статті. Отримати математичний опис роботи системи електропостачання бору апарату в цілому, який би включав в себе процес вмикання навантаженого трансформатора, перехід його в усталений режим з послідовним різким збільшенням навантаження в єдиному часі. На підставі отриманих рішень, вводячи затримку в часі, як для процесу вмикання так і для кидка додаткового навантаження, з'ясувати характер перехідних процесів.

Основний матеріал

Розглянемо процес вмикання навантаженого трансформатора, диференційне рівняння, що його описує для струму первинної обмотки приведено в роботі [5]:

$$i_1''(M^2 - L_1 L_2) - i_1'(r_1 L_2 + r_2 L_1) - i_1 r_1 r_2 + U_0(L_2 \omega \cos(\omega t + \psi) + r_2 \sin(\omega t + \psi)) = 0, \quad (1)$$

де i_1 , i_1' , i_1'' – струм первинної обмотки та його похідні; r_1 – активний опір первинної обмотки трансформатора; r_2 – активний опір вторинної обмотки разом з активним опором навантаження; ω – кутова частота; ψ – кут вмикання (фаза вмикання); U_0 – амплітудне значення напруги живлення; L_1 , L_2 , M – відповідно індуктивності первинної, вторинної, та взаємодуктивності обмоток трансформатора.

Для загальності міркувань будемо вважати, що рівняння (1) складене для фази А, тоді наступні рівняння для фаз Б і С будуть відрізнятися від попереднього зсувами кутів відповідно на 120 та 240°. Рівняння для фази Б прийме такий вигляд:

$$i_1''(M^2 - L_1 L_2) - i_1'(r_1 L_2 + r_2 L_1) - i_1 r_1 r_2 + U_0(L_2 \omega \cos(\omega t + \psi + 120^\circ) + r_2 \sin(\omega t + \psi + 120^\circ)) = 0. \quad (2)$$

Розглянемо випадок вмикання фази В реальним вимикачем, тобто між поданим сигналом на його

спрацювання і фізичним виникненням контакту буде існувати певна затримка часу t_0 . За нуль відліку часу будемо вважати момент подачі сигналу на вимикач. Тоді рівняння (2) прийме такий вигляд:

$$i_1''(M^2 - L_1 L_2) - i_1'(r_1 L_2 + r_2 L_1) - i_1 r_1 r_2 + U_0(L_2 \omega \times \cos[\omega(t - t_0) + \psi + 120^\circ] + r_2 \sin[\omega(t - t_0) + \psi + 120^\circ]). \quad (3)$$

Рішення рівняння (3) будемо шукати в формі

$$i_1(t) = C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} + A \cos(\omega t) + B \sin(\omega t). \quad (4)$$

В роботі (5) отримані значення коефіцієнтів для рівняння (1). Їх можна використати і для рівняння (3), врахувавши зсув фази на 120° та затримку в часі на t_0 . Для коефіцієнтів A , B , C_1 , C_2 будемо мати:

$$A = U_0 \frac{[(\rho \omega^2 + \beta) L_2 \omega - \eta \omega r_2] \cos(\psi + 120^\circ) - [(\rho \omega^2 + \beta) r_2 + \eta \omega^2 L_2] \sin(\psi + 120^\circ)}{(\rho \omega^2 + \beta)^2 + \eta^2 \omega^2}, \quad (5)$$

$$B = U_0 \frac{[(\rho \omega^2 + \beta) r_2 + \eta L_2 \omega^2] \cos(\psi + 120^\circ) - [(\rho \omega^2 + \beta) L_2 \omega - \eta \omega r_2] \sin(\psi + 120^\circ)}{(\rho \omega^2 + \beta)^2 + \eta^2 \omega^2}, \quad (6)$$

$$C_1 = \frac{1}{(\lambda_1 - \lambda_2)} \left(\frac{U_0 L_2 \sin(\psi + 120^\circ)}{L_1 L_2 - M^2} + A \lambda_2 - B \omega \right); \quad (7)$$

$$C_2 = \frac{1}{(\lambda_2 - \lambda_1)} \left(\frac{U_0 L_2 \sin(\psi + 120^\circ)}{L_1 L_2 - M^2} + A \lambda_1 - B \omega \right). \quad (8)$$

Тоді загальний вираз для первинного струму можемо записати як

$$i_1(t) = C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} + A \cos[\omega(t - t_0)] + B \sin[\omega(t - t_0)]. \quad (9)$$

З метою врахування затримки в часі процес опишемо двома функціями:

$$i(t) = 0; \text{ для } 0 < t < t_0;$$

$$i(t) = i_1(t) \text{ для } t_0 < t < 4\tau + t_0,$$

де τ – стала часу трансформатора; 4τ – тривалість перехідного процесу; $4\tau + t_0$ – тривалість перехідного процесу з врахуванням затримки в часі. Таким чином, ми отримали функцію, що описує паузу, обумовлену інерційністю вимикача, та перехідний процес вмикання навантаженого трансформатора.

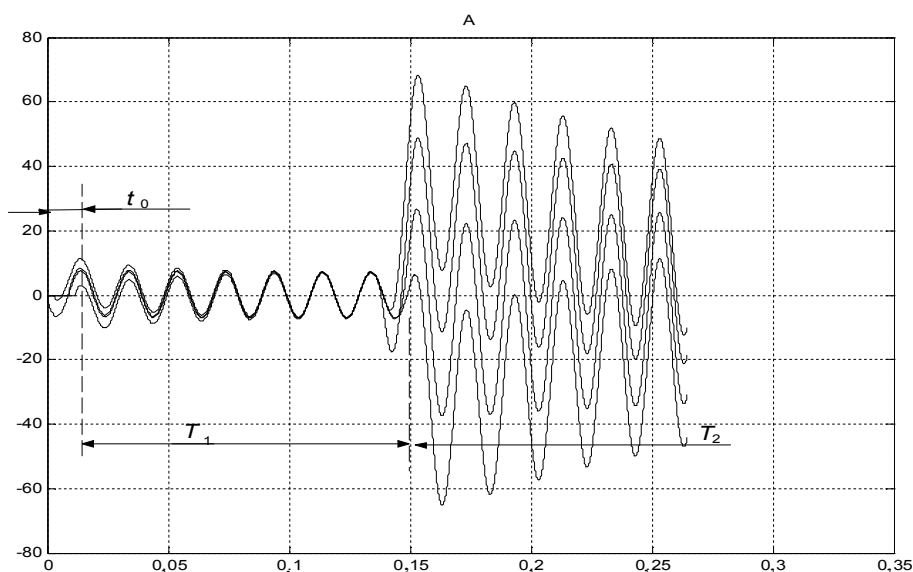


Рис. 1. Перехідні процеси, обумовлені затримкою в часі процесу вмикання

Змінюючи паузу затримки вмикання трансформатора, можемо спостерігати, як при цьому змінюється перехідний процес. Результати моделювання вказаного випадку наведені на рис. 1.

Пауза t_0 складала відповідно 0; 0,003; 0,005; 0,009 секунд, а перехідний період 4τ , на графіку ця тривалість позначена T_1 . Як видно з графіків, перехідні процеси починаються з нуля і залежать від тривалості затримки вмикання, але при наближенні до усталеного процесу всі криві сходяться. Дійсно усталений процес не залежить від миті вмикання, а визначається лише параметрами схеми, які на цьому інтервалі часу були не змінні. А оскільки процеси моделюються на одній фазі і фаза вмикання залишається незмінною, усі вони різні за формою, але зфазовані, і внаслідок чого сходяться в усталеному процесі. Дещо інша картина спостерігається, якщо затримку в часі зафіксувати, а змінювати фазу вмикання. Результати такого моделювання представлені на рис. 2. В такому випадку перехідні процеси мають різну форму і зміщуються по фазі.

В подальшому для вивчення перехідних процесів, що виникають в наслідок вмикання додаткового навантаження в уже працюючому трансформаторі, скористаємося наступною методикою. Будемо вважати, що зміна навантаження відбувається в усталеному режимі роботи трансформатора. Необхідно

визначити, який характер будуть мати перехідні процеси, якщо момент вмикання навантаження буде відбуватися в різних точках гармонічного сигналу струму. Також для отримання результатів в єдиному масштабі часу точку зміни навантаження на гармонічній кривій струму будемо задавати, змінюючи затримку в часі вмикання трансформатора t_0 , користуючись виразом

$$t_n = t_0 + 4\tau, \quad (10)$$

де t_n – момент вмикання навантаження.

Поставка 4τ завжди забезпечить вмикання навантаження в усталеному режимі, що власне і відповідає умовам експлуатації.

За основу візьмемо диференціальне рівняння, отримане в роботі [5] для випадку несподіваного короткого замикання в навантаженому трансформаторі. Як було встановлено, воно відрізняється від рівняння (1) не нульовими початковими умовами струмів та іншими виразами для похідних. Тобто, коефіцієнти A (5) і B (6) відрізняються значенням опору навантаження у вторинному колі та кутом ψ_s (кутом вмикання нового навантаження), ці вирази не будемо приводити. Стосовно коефіцієнтів C_1 і C_2 вони зміняться і набудуть вигляду:

$$C_1 = \frac{1}{(\lambda_1 - \lambda_2)} (I'_{1k} - \lambda_2 I_{1k} + \lambda_2 A - \omega B);$$

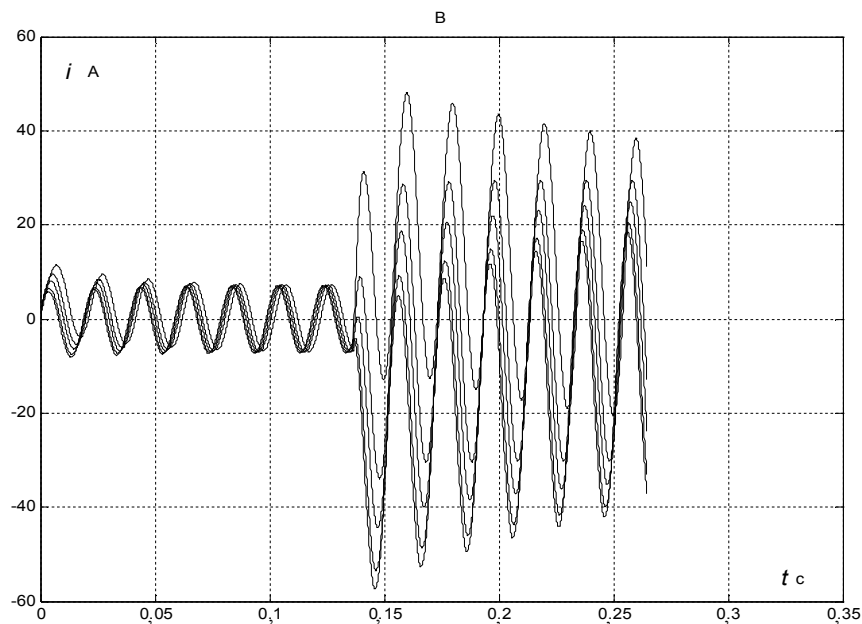


Рис. 2. Перехідні процеси при зміні фази вмикання

$$C_2 = \frac{1}{(\lambda_2 - \lambda_1)} (I'_{1k} - \lambda_1 I_{1k} + \lambda_1 A - \omega B), \quad (11)$$

де I_{1n} і I'_{1n} – значення струму і значення похідної від струму первинного кола на момент комутації.

Значення струму знаходимо із попереднього рівняння струму (4) на час $t_0 + 4\tau$, похідну для струму на момент комутації беремо із [5]:

$$i'_H = \frac{U_0 L_2 \sin(\psi_H) - L_2 I_{1k} r_1 - I_2 M r_2}{(L_1 L_2 - M^2)}. \quad (12)$$

Для визначення кута вмикання наступного навантаження ψ_n , виконуючи відлік часу в єдиному масштабі, запишемо

$$\psi_n = (t_0 + T_1)\omega + \psi + 120^\circ, \quad (13)$$

де ω – кутова частота при 50 Гц; ψ – фаза вмикання трансформатора; 120° – кут зсуву фази Б.

Таким чином, процес затримки в часі, вмикання навантаженого трансформатора з наступним вмиканням додаткового навантаження в єдиній системі координат запишемо:

$$i(t) = 0; \text{ для } 0 < t < t_0;$$

$$i(t) = i_1(t) \text{ для } t_0 < t < 4\tau + t_0;$$

$$i(t) = i_2(t) \text{ для } 4\tau + t_0 < t < 4\tau_2 + 4\tau + t_0,$$

де $4\tau_2$ – тривалість нового перехідного періоду з врахуванням зменшення активного опору навантаження; $i_2(t)$ – функція перехідного струму з новими

значеннями C_{11} , C_{22} , A_2 , B_2 , де враховуються початкові струми на момент вмикання в первинній і вторинній обмотках, їх похідні (11), (12), значення кута вмикання нового навантаження (13), та затримка в часі, що складається з затримки часу вмикання t_0 та тривалості виходу на усталений режим при вмиканні трансформатора 4τ ;

$$i_2(t) = C_{11}e^{\lambda_1 t} + C_{22}e^{\lambda_2 t} + A_2 \cos[\omega(t - t_0 - 4\tau)] + B_2 \sin[\omega(t - t_0 - 4\tau)], \quad (14)$$

На рис. 1 в межах часу T_2 показані криві зміни струму при вмиканні додаткового навантаження.

За рахунок введення затримки вмикання і незмінності 4τ можемо спостерігати, як змінюється характер перехідного процесу в залежності від зміни моменту вмикання навантаження на кривій струму. Для більшої очевидності режим вмикання додаткового навантаження заданий меншим від тривалості нового усталеного режиму. З рис. 1 видно, що як перехідний режим процесу вмикання навантаженого трансформатора, так і зміна його навантаження протікають по різному в залежності від точки комутації, але в усталеному режимі усі криві сходяться. Більш наглядно процес сходження кривих представлено на рис. 3, де t_1 – відповідає тривалості перехідного режиму вмикання, а t_2 – тривалості перехідного режиму при збільшенні навантаження.

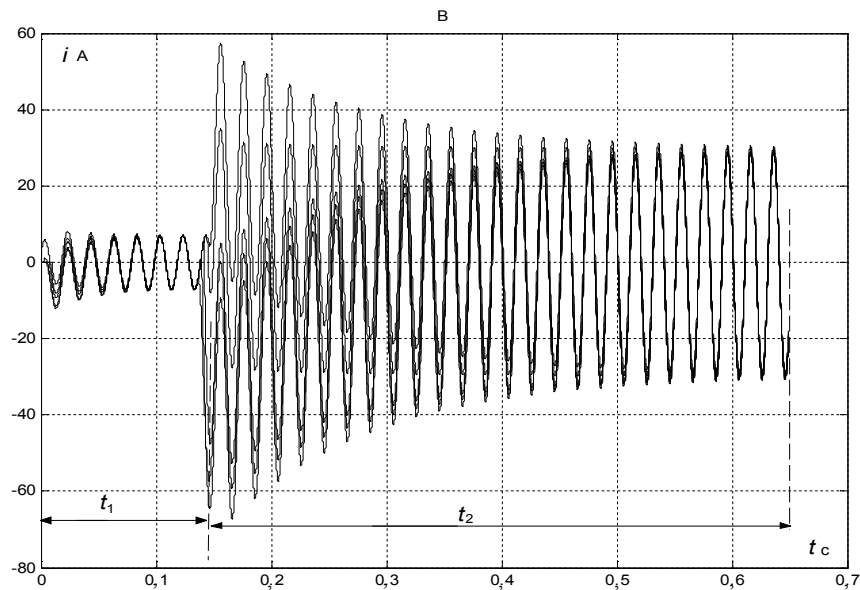


Рис. 3. Перехідні струми при затримці комутації

Висновок

Затримка в часі, обумовлена інерційністю комутаційної апаратури в межах одного півперіоду, істотно впливає на характер перехідного процесу.

Встановлено, що кожна пара полюсів вимикача, як однофазного так і, що найбільш важливо, трифазного, мають свою власну затримку в часі і цей параметр на виробництві та в експлуатації враховується досить грубо [7].

В зв'язку з цим є підстави сподіватися, що на практиці перехідні процеси без врахування моменту комутації суттєво відрізняються від реальних. Врахування моменту вмикання навантаження дозволить зменшити кидки струму i , як наслідок, зменшити встановлені потужності джерел живлення, а отже їх вагу.

Наявність контролю моменту вмикання навантаження дозволить уникнути інтенсивних перехідних процесів, підняти якість і надійність електроживлення борта літака.

Вирішення розглянутої проблеми можливе лише при заміні механічної комутаційної апаратури на електронну, оскільки інерційність послідньої унеможливорює фіксованого вмикання з необхідною точністю.

Література

1. Казовский Б.Я. Переходные процессы. – М.: АН СССР, 1962. – 624 с.
2. Ковач К.П., Рац И. Переходные процессы в машинах переменного тока. – М.Л.: Госэнэргиздат, 1963. – 743 с.
3. Ульянов С.А. Электромагнитные переходные процессы. – М.-Л.: Энергия, 1964. – 703 с.
4. Электроэнергетика и преобразовательная техника / Под ред. В.П. Себко // Вестник ХГПИ. – Вып. 112. – Х.: ХГПИ. – 2000. – 151 с.
5. Панченко А.М. Спосіб визначення максимально можливого струму при несподіваному короткому замиканні // Системи обробки інформації. – Вип. 12 (40). – Х.: ХВУ. – 2004. – С. 148 – 156.
6. Копылов И.П. Математическое моделирование электрических машин. – М.: Высш. шк., 2001. – 403 с.
7. Грудинский П.Г., Мандрыкин С.А., Улицкий М.С. Техническая эксплуатация основного электрооборудования станций и подстанций. – М.: Энергия, 1974. – 575 с.

Надійшла до редакції 25.07.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б.Ф. Самойленко, Харківський університет Повітряних Сил, Харків.

УДК 681.5.09

В.В. НАРОЖНЫЙ, С.Н. ФИРСОВ, И.В. ЛАВОШНИК*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ВОССТАНОВЛЕНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ МИКРОБЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ СИГНАЛЬНЫМИ ПОДСТРОЙКАМИ

При помощи метода сигнальных подстроек, алгоритмы которого были синтезированы дискретным аналогом второго метода Ляпунова, обеспечивается восстановление работоспособности системы управления микробеспилотного летательного аппарата. Это позволяет обеспечить отказоустойчивость системы с заданным качеством по отношению к компенсируемым отказам из заданного множества.

восстановление, отказ, отказоустойчивость, система управления, метод сигнальных подстроек, диагностическая модель, устойчивость, критерий качества, компенсирование, микробеспилотный летательный аппарат

Введение

Процесс совершенствования функциональных возможностей техники неразрывно связан с повышением обеспечения ее надежности и безопасности. Недостаточная надежность отдельных комплектов и узлов приводит к невыполнению важных заданий, созданию аварийных ситуаций. Одним из перспективных направлений парирования отказов является системный подход обеспечения отказоустойчивости систем управления [1]. В основе этого метода лежит использование принципа самоорганизации и комплексного применения арсенала разнообразных способов сохранения работоспособности системы при отказах функциональных элементов. Системный подход предусматривает декомпозировать процесс обеспечения отказоустойчивости на два этапа: глубокое диагностирование и гибкое восстановление, и перейти от пассивной формы обеспечения отказоустойчивости к активной.

Восстановление работоспособности систем управления

Одним из ключевых этапов обеспечения активной отказоустойчивости является восстановление работоспособности – процесс перевода объекта из

неработоспособного состояния в работоспособное. Восстановление работоспособности элементов системы управления (СУ) микробеспилотных летательных аппаратах (МБПЛА) путем их замены невозможно в реальных условиях полета. Поэтому актуальной задачей является восстановление работоспособности СУ МБПЛА, элементы которого находятся в состоянии отказа. Восстановление происходит за счет использования дополнительных, заложенных при проектировании, гибко управляемых средств, которые представляют собой: аппаратную, информационную, функциональную избыточности [2]. Для гибкого восстановления необходимо сформировать множество средств восстановления.

Целью данной статьи является раскрытие возможностей применения метода сигнальных подстроек для обеспечения отказоустойчивости микробеспилотных летательных аппаратов.

Сигнальную подстройку используют для формирования дополнительного управляющего воздействия $U_g(k)$ на СУ МБПЛА, устраняющего последствия компенсируемых видов отказов в целях восстановления ее работоспособности. При организации сигнальной подстройки в конструкции СУ должна быть предусмотрена возможность подачи дополнительного управляющего воздействия $U_g(k)$. В общем

случае компенсируемый отказ приводит к изменению вектора состояния системы и выходного сигнала, а также матриц математической модели.

Опишем эту ситуацию следующими уравнениями:

$$\begin{aligned}\tilde{x}(k+1) &= [A + \Delta A(\gamma_i)]\tilde{x}(k) + \\ &+ [B + \Delta B(\gamma_i)][U(k) + U_g(k)]; \\ \tilde{Y}(k)C\tilde{x}(k); \quad i = \overline{1, \mu}; \quad \Delta x(k_0) = \tilde{x}_0,\end{aligned}\quad (1)$$

где $\Delta A(\gamma_i)$ и $\Delta B(\gamma_i)$ – приращения соответствующих матриц системы, вызванные появлением отказа, характеризуемого параметром γ_i . В целях упрощения дальнейшего изложения предположим, что матрица C – диагональная, единичная, а $\dim C = (n^*n)$.

При использовании фильтра Люенбергера для воспроизведения сигналов системы, соответствующих режиму её нормального функционирования, отклонения сигналов описываются диагностической BL-моделью следующего вида [2]:

$$\begin{aligned}\Delta x(k+1) &= G\Delta x(k) + BU_g(k) + \\ &+ \Delta A(\gamma_i)\tilde{x}(k) + \Delta B(\gamma_i)[U(k) + U_g(k)].\end{aligned}\quad (2)$$

Рассмотрим эту диагностическую модель с позиции динамических систем. Отклонения сигналов $\Delta x(k)$ и $\Delta y(k)$ вызваны суммой таких слагаемых: $\Delta A(\gamma_i)x(k) + \Delta B(\gamma_i)[U(k) + U_g(k)]$, которую можно интерпретировать как параметрические возмущения, действующие на динамическую систему (2). Для компенсации этих возмущений необходимо сформировать соответствующее воздействие $U_g(k)$. Параметрические возмущения системы представим соответствующими эквивалентными начальными условиями, и, преобразовав уравнение, получим такое описание динамики отклонений в системе:

$$\begin{aligned}\Delta Y(k+1) &= G\Delta Y(k) + BU_g(k); \\ \Delta Y(k) &\in \Omega_{\Delta Y},\end{aligned}\quad (3)$$

где $\Omega_{\Delta Y}$ – множество точек односвязной конечной области пространства состояния системы, содержащее в себе начало координат и некоторую её конечную окрестность.

Воздействия $U_g(k)$ синтезируем с помощью дискретного аналога второго метода Ляпунова [3],

позволяющего получать условия асимптотической устойчивости в некоторой области или в целом при появлении компенсируемых отказов в системе. Второй (или прямой) метод Ляпунова сводится к построению специальной вспомогательной скалярной функции, называемой функцией Ляпунова $V[\Delta Y(k)]$, и изучению её свойств, а также свойств её первой разности $\Delta V[k, k+1]$, определенной вдоль траектории системы (3).

Функцию $V[\Delta Y(k)]$ назовём определённо положительной в области $\Omega_{\Delta Y}$, если всюду в этой области, кроме точки начала координат, выполняется неравенство $V[\Delta Y(k)] > 0$. При выполнении неравенства $V[\cdot] < 0$ функцию $V[\cdot]$ называют определённо отрицательной. В общем, такие функции называют знакоопределёнными.

Приведём основные результаты теории устойчивости, которые будут использоваться в дальнейшем.

Линейная дискретная система асимптотически устойчива, когда все корни δ_j (характеристические числа) матрицы G лежат внутри единичного круга, т.е. $|\delta_j| < 1, i = \overline{1, n}$. Если для системы (3) в некоторой области $\Omega_{\Delta Y}$ существует определённо положительная функция $V[\Delta Y(k)]$, первая разность которой $\Delta V[k, k+1]$, вычисленная в силу системы, будет определённо отрицательной, то положение равновесия будет асимптотически устойчивым, т.е.

$$\lim_{k \rightarrow \infty} \Delta Y(k) = 0.$$

Рассмотрим метод получения достаточных условий сигнальной компенсации отклонений $\Delta Y(k)$, вызванных отказами, а также алгоритмов подстройки с помощью аппарата функций Ляпунова. Следовательно, качество сигнальной компенсации отказов оценим с помощью функций вида

$$V[\Delta Y(k)] = \Delta Y^T(k)Q\Delta Y(k), \quad (4)$$

где $Q = Q^T > 0$.

Такая функция является определённо положительной в области $\Omega_{\Delta Y}$, следовательно, удовлетворяет требованиям функций Ляпунова.

Будем синтезировать алгоритм подстройки для системы со скалярным уравнением

$$\Delta Y(k) = G\Delta Y(k) + bU_{g1}(k); \Delta Y(k) \in \Omega_{\Delta Y},$$

где b – n -мерный вектор-столбец; $U_{g1}(k)$ – скалярное управляющее воздействие.

В результате преобразований получена первая разность функции Ляпунова:

$$\Delta V[k, k+1] = Y^T(k)[G^T QG - Q]\Delta Y(k) + 2\Delta Y^T(k)G^T QbU_{g1}(k) + b^T QbU_{g1}^2(k). \quad (5)$$

Управляющее воздействие $U_{g1}(k)$ выберем из условия обеспечения в области $\Omega_{\Delta Y}$ для конечной разности $\Delta V[k, k+1]$ (5) выполнения неравенства $\Delta V[k, k+1] < 0$, т.е. условия определенной отрицательности функции. Функция (5) будет определено отрицательной при выполнении таких условий:

$$G^T QG - Q = -P, \quad \text{где } P = P^T > 0;$$

$$2\Delta Y^T(k)G^T QbU_{g1}(k) + b^T QbU_{g1}^2(k) = 0.$$

Для выполнения первого условия необходимо задать диагональную квадратную положительную матрицу P и вычислить матрицу Q , удовлетворяющую требованию $Q = Q^T > 0$. Выполнение второго условия связано с выбором $U_{g1}(k)$, обеспечивающим нулевое значение суммы двух слагаемых в области $\Omega_{\Delta Y}$. Разрешив второе равенство относительно скалярной функции $U_{g1}(k)$, получим два значения:

$$\begin{aligned} 1) U_{g1}(k) &= 0; \\ 2) U_{g1}(k) &= -(b^T Qb)^{-1} 2\Delta Y^T(k)G^T Qb. \end{aligned} \quad (6)$$

Первое решение – тривиальное и физически неприемлемое. Второе решение представляет собой алгоритм формирования управляющего скалярного воздействия, обеспечивающего асимптотическую устойчивость относительно значения $\Delta Y(k) = 0$ в области $\Omega_{\Delta Y}$. Другими словами, алгоритм (6) обеспечивает компенсацию отказов, т.е. отказоустойчивость СУ МБЛА относительно компенсируемых отказов [4].

Убедиться в свойствах управляющего воздействия можно путем подстановки выражения для $U_{g1}(k)$

в систему (3). После соответствующих преобразований получим, что

$$\Delta Y(k+1) = \left[G - 2 \frac{bb^T QG}{b^T Qb} \right] \Delta Y(k).$$

Рассмотрим простейший более наглядный случай, когда вектор b имеет h -ю ненулевую компоненту.

Матрица $G = \delta I$, причём $|\delta| < 1$, т.е. корни матрицы G лежат внутри единичного круга. Тогда все корни новой матрицы, кроме n -го, будут равны $-\delta$, а последний n -й корень равен δ . Так как δ удовлетворяет условию $|\delta| < 1$, то все корни новой матрицы лежат внутри единичного круга, а, следовательно, такая система асимптотически устойчива.

При алгоритме управления (6) для динамической системы (3) справедлива суммарная оценка качества отказоустойчивости:

$$\sum_{k=k_0}^{\infty} \Delta Y^T(k)P\Delta Y(k) \leq \Delta Y^T(k_0)Q\Delta Y_0(k), \quad (7)$$

$$\forall \Delta Y(k_0) \in \Omega_{\Delta Y}.$$

Для обеспечения определенной отрицательности конечной разности $\Delta V[k, k+1]$ описанное условие – не единственно возможное достаточное условие. Возможны и другие условия, обеспечивающие $\Delta V[k, k+1] < 0$, а? следовательно, и другие алгоритмы сигнальной компенсации отклонений $\Delta Y(k)$.

Пример. Построим алгоритм сигнальной подстройки для одного из элементов СУ МБЛА – сервопривода, описываемого уравнениями:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \tilde{x}_1(k+1) \\ \tilde{x}_2(k+1) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & T_0 \\ -\frac{T_0 K_2 \tilde{K}_c}{T_{pm}} & 1 - \frac{T_0}{T_{pm}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{x}_1(k) \\ \tilde{x}_2(k) \end{bmatrix} + \\ &+ \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{T_0 K_1 \tilde{K}_c}{T_{pm}} \end{bmatrix} [U_3(k) + U_g(k)]; \\ \begin{bmatrix} \tilde{U}_n(k) \\ \tilde{U}'_n(k) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{x}_1(k) \\ \tilde{x}_2(k) \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Эквивалентная диагностическая модель (3) для сервопривода примет такой вид:

$$\begin{bmatrix} \Delta U_n(k+1) \\ \Delta U'_n(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta & 0 \\ 0 & \delta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta U_n(k) \\ \Delta U'_n(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{T_0 K_1 K_c}{T_{pm}} \end{bmatrix} U_g(k).$$

Так как матрица G диагональная квадратная с корнями, равными δ , причём такими, что $|\delta| < 1$, то выбор матрицы Q с диагональными положительными элементами q_{11} и q_{12} гарантирует определение матрицы P . Выполнив все действия в соответствии с выражением (6), получим алгоритм

$$U_{g1}(k) = -\frac{2\delta\Delta U'_n(k)}{b_2},$$

обеспечивающий асимптотическую устойчивость сервопривода относительно нормального режима функционирования в условиях появления компенсируемых отказов в любом функциональном элементе. Чтобы убедиться в этом, подставим в модель для отклонений выражение $U_{g1}(k)$. После преобразования получим уравнение автономной системы, в которой матрица имеет два корня δ и $-\delta$. Так как $|\delta| < 1$, то это свидетельствует об асимптотической устойчивости сервопривода с контуром сигнальной подстройки, обеспечивающим $\lim_{k \rightarrow \infty} \Delta U'_n(k) = 0$ при $k \rightarrow \infty$.

Рассмотренный метод синтеза скалярных компенсирующих сигнальных воздействий применим и в случае необходимости формирования векторных дополнительных управлений $U_g(k)$. При этом необходимо поступать следующим образом. Приравнять все компоненты вектора $U_{g1}(k)$, кроме первой $U_{g1}(k)$, нулю. В соответствии с изложенной методикой формируют для такой системы управления $U_{g1}(k)$, обеспечивающее асимптотическую устойчивость. Подставив в исходную систему (3) выражение для $U_{g1}(k)$ (6), получают выражение системы для вектора управления с оставшимися компонентами. Аналогичным образом находят выражения для компоненты $U_{g2}(k)$ и т.д. до тех пор, пока не будут определены все компоненты вектора $U_g(k)$.

Заключение

Таким образом, алгоритмы сигнальной подстройки, синтезированные с помощью дискретного аналога второго метода Ляпунова, позволяют обеспечить отказоустойчивость системы управления МБЛА с заданным по критерию (4) качеством по отношению к компенсируемым отказам из заданного множества. Это позволит системно подойти к вопросу обеспечения отказоустойчивости СУ МБЛА.

Литература

1. Кулік А.С., Нарожний В.В., Пунегов С.Ю., Таран О.М., Лавошник І.В. Концепція мікромініатюрних безпілотних літальних апаратів // Науково-практична конференція „Сучасний стан і перспективи розробки, виробництва і застосування безпілотних літальних апаратів в Україні”. – К., 2004. – С. 29.
2. Кулик А.С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – Бизнес Информ, 2000. – 260 с.
3. Кулик А.С. Обеспечение отказоустойчивости систем управления. – Х.: ХАИ, 1991. – 91 с.
4. Кулик А.С., Нарожный В.В., Комков А.В. Состояние и перспективы развития малогабаритных беспилотных летательных аппаратов // Управление движением и навигация летательных аппаратов. Сборник трудов X Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. – Самара: Самарский гос. аэрокосм. ун-т, 2002. – С. 228 – 232.

Поступила в редакцию 17.08.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.М. Любчик, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

УДК 629.735.01

В.В. УТЕНКОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ КРЫЛА В ПЛАНЕ НА РАЗМЕРНОСТЬ САМОЛЕТА**

Получены математические модели, позволяющие оценить влияние формы и геометрических параметров крыла в плане на размеры горизонтального и вертикального оперений, на удлинение хвостовой части фюзеляжа и на размерность всего самолета.

форма крыла, размерность самолета, моделирование влияния параметров крыла

Введение

Размерность самолета играет важную роль в его эксплуатационных характеристиках, поскольку связана тесным образом с условиями и экономикой базирования самолета.

На размерность самолета ($L_{н.ч} + L_{х.ч}$) оказывают влияние целый ряд факторов, одним из которых являются форма и геометрические параметры крыла в плане.

Постановка задачи исследования

Оценка такого влияния может осуществляться в рамках известного соотношения [1]:

$$\bar{S}_{хв.о} = \bar{S}_{г.о} + \bar{S}_{в.о} = A_{г.о} \frac{b_{сах}}{L_{г.о}} + B_{в.о} \frac{l_{кр}}{L_{в.о}}, \quad (1)$$

где $b_{сах}$ – средняя аэродинамическая хорда крыла; $l_{кр}$ – размах крыла, в котором параметры крыла и оперения компромиссно увязаны через $L_{г.о}$, $L_{в.о}$. (рис. 1).

Выражение (1) справедливо для самолетов идентичной размерности, т.е. при следующих условиях:

– одной компоновке фюзеляжей, идентичности внешних обводов фюзеляжей, обеспечивающих подобное размещение силовой установки, членов экипажа, систем, оборудования, грузов и т.п.;

– равной на расчетных режимах полета эффективности оперения, определяемой не только геометрическими параметрами планера и их частей, но и

их аэродинамическими, весовыми, центровочными характеристиками, а также параметрами и характеристиками силовой установки и автоматических устройств.

Многолетний опыт проектирования и эксплуатации самолетов различного назначения позволил получить измененные статистические значения [1] некоторых параметров, входящих в выражение (1) (табл. 1).

Как вытекает из предыдущих исследований [2 – 4], стремление разработчика снизить индуктивное сопротивление крыла, а значит, и уменьшить расход топлива на крейсерских режимах полета, неизменно приводит к необходимости оптимизации геометрии крыла в плане [5 – 7], т.е. достижению вполне определенных значений $b_{сах}$ и $l_{кр}$, входящих в выражение (1). Изменение же этих параметров, естественно, приводит к изменению и размерности всего самолета.

С учетом этого обстоятельства возникает задача оценки влияния формы крыла самолета в плане (рис. 2) на размерность самолета (рис. 1).

Решение поставленной задачи

Моделирование влияния параметров крыла в плане на хвостовое оперение осуществим на примерах прямоугольной ($\eta = 1,0$), трапецевидной ($\eta > 1,0$), треугольной ($\eta = \infty$) и четырехугольной ($\eta = \infty$) форм крыла в плане.

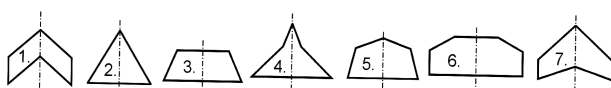
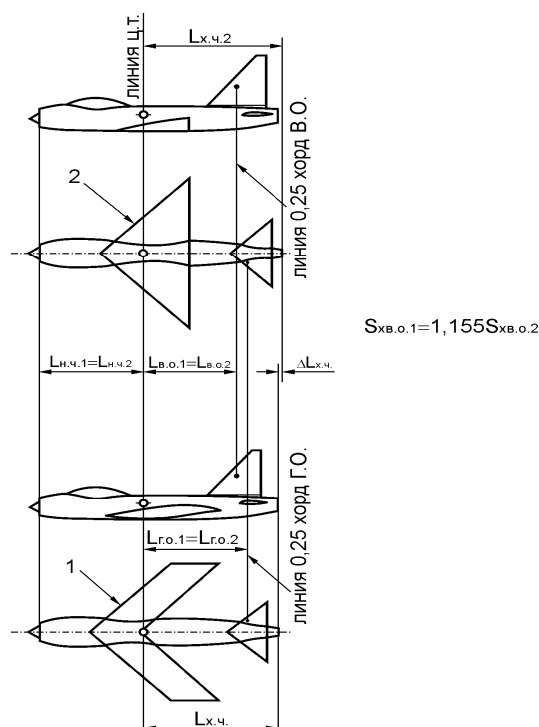


Таблица 1

Значение коэффициентов статических моментов
и плеч хвостового оперения самолета

Типы самолета	$A_{z.o}$	$A_{в.o}$	$\frac{L_{z.o}}{b_{cax}}, \frac{L_{в.o}}{b_{cax}}$
Магистральные пассажирские с ТВД	0,8...1,1	0,05...0,08	2,0...3,0
Магистральные пассажирские с ТРДД	0,65...0,8	0,08...0,12	2,5...3,5
Тяжелые маневренные со стреловидным крылом	0,5...0,6	0,06...0,1	2,5...3,5
Тяжелые маневренные с прямым крылом	0,45...0,55	0,05...0,09	2,0...3,0
Скоростные маневренные	0,40...0,50	0,05...0,08	1,5...2,0

Эта группа крыльев образуется прямыми линиями по передней и задней кромкам и концевой хордой, (параллельной продольной оси самолета) или равной нулю.

Форма в плане таких крыльев описывается выражением

$$b_{\bar{z}} = b_o \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \bar{z} \right), \quad (2)$$

где η – сужение крыла; b_o , b_z – корневая и текущая хорды крыла.

Величина средней аэродинамической хорды и размах соответственно равны:

$$b_{cax} = \frac{4}{3} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)^2} \cdot \sqrt{\frac{S_{kp}}{\lambda}}; \quad (3)$$

$$l_{kp} = \sqrt{\lambda S_{kp}}. \quad (4)$$

Используя зависимости (1) – (4), рассмотрим группу крыльев, для которых

$$\bar{S}_{x6,o} = \frac{4}{3} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)^2} \cdot \frac{A_{\mathcal{L},o}}{L_{\mathcal{L},o}} \cdot \sqrt{\frac{S_{kp}}{\lambda}} + \frac{B_{\mathcal{E},o}}{L_{\mathcal{E},o}} \sqrt{\lambda S}. \quad (5)$$

В качестве оптимизируемого параметра примем $\bar{S}_{x6.0}$, а величины S_{kr} , $A_{2.0}$, $B_{6.0}$, $L_{2.0}$ и $L_{6.0}$ будем рассматривать как постоянные, известные из предшествующих этапов компоновки самолета.

Найдем экстремум функции $\bar{S}_{x\delta.o} = f(\eta, \lambda)$, решив следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} \bar{S}'_{x\delta.o\eta} = 0; \\ \bar{S}'_{x\delta.o\lambda} = 0. \end{cases}.$$

Решение дает критические (оптимальные) величины:

$$\eta_{krum} = 1; \quad \lambda_{krum} = \frac{A_{2.0} L_{6.0}}{B_{8.0} L_{2.0}}, \quad (6)$$

при которых выполняется достаточное условие существования экстремума $\bar{S}_{x \in O, \min}$:

$$\bar{S}_{x_{6.o.\min}}^{(\eta=1, s_y=0)} = 2 \cdot \sqrt{\frac{A_{2.o} B_{6.o}}{L_{2.o} L_{6.o}}} S_{kp} . \quad (7)$$

Помимо	определения	$\bar{S}_{xv.o. \min}$ ($\eta=1, \bar{s}_H=0$)	значения
--------	-------------	---	----------

$\eta_{крит}$ и $\lambda_{крит}$ дают также и равенство $S_{c.o} = S_{6.o}$, которое устанавливает взаимозависимость некоторых геометрических параметров крыла, хвостового оперения и фюзеляжа:

$$A_{2.o} \cdot \frac{b_{cax}}{L_{2.o}} = B_{6.o} \cdot \frac{l_{kp}}{L_{6.o}}. \quad (8)$$

С учетом этого условия имеем

$$\bar{S}_{xв.о. \min} = 2A_{э.о} \cdot \frac{b_{сax}}{L_{э.о}} = 2B_{э.о} \cdot \frac{l_{кр}}{L_{э.о}} \quad (\eta=1, s_H=0). \quad (9)$$

Полученный оптимум $\bar{S}_{xв.о. \min}$ однозначно определяет, что это прямоугольное крыло в плане, характеризуемое $\eta=1$ и

$$l_{кр} = \sqrt{\frac{A_{э.о} L_{э.о}}{B_{э.о} L_{э.о}}} S_{кр}, \quad (10)$$

$$b_z = b_o = b_{сax} = b_k = \sqrt{\frac{B_{э.о} L_{э.о}}{A_{э.о} L_{э.о}}} S_{кр}. \quad (11)$$

Для трапецевидных форм крыльев в плане экстремум $\bar{S}_{xв.о.}$ определим при $\eta = const$, как уже известном значении для крыла самолета.

Уравнение $\bar{S}'_{xв.о. \lambda} = 0$ является необходимым условием существования экстремума, решив которое, получим

$$\lambda_{крит} = \frac{4}{3} \frac{A_{э.о} L_{э.о}}{B_{э.о} L_{э.о}} \frac{(\eta^2 + \eta + 1)}{(\eta + 1)^2}. \quad (12)$$

Условие $\frac{\partial^2 \bar{S}_{xв.о.}}{\partial \lambda^2} = 0$ при критической (оптимальной) величине $\lambda_{крит}$ определяет величину

$$\bar{S}_{xв.о. \min} = \frac{4}{\sqrt{3}(\eta + 1)} \sqrt{(\eta^2 + \eta + 1) \frac{A_{э.о} B_{э.о}}{L_{э.о} L_{э.о}}} S_{кр}. \quad (13)$$

Величина $\lambda_{крит}$ также определяет условие $S_{э.о} = S_{э.о}$, которое устанавливает те же взаимозависимости геометрических параметров крыла, хвостового оперения и фюзеляжа, обусловленные зависимостями (8) и (9) при $\eta=1$.

Полученный оптимум $\bar{S}_{xв.о. \min}$ однозначно определяет трапецевидную форму крыла в плане при $\infty > \eta > 1$:

$$l_{кр} = \frac{2}{\sqrt{3}(\eta + 1)} \sqrt{(\eta^2 + \eta + 1) \frac{A_{э.о} L_{э.о}}{B_{э.о} L_{э.о}}} S_{кр}; \quad (14)$$

$$b_0 = \eta b_k = \eta \sqrt{\frac{3}{(\eta^2 + \eta + 1)} \frac{B_{э.о} L_{э.о}}{A_{э.о} L_{э.о}}} S_{кр}; \quad (15)$$

$$b_{сax} = \frac{2}{\sqrt{3}(\eta + 1)} \sqrt{(\eta^2 + \eta + 1) \frac{B_{э.о} L_{э.о}}{A_{э.о} L_{э.о}}} S_{кр}. \quad (16)$$

Треугольная и четырехугольная формы крыльев в плане характеризуются $\eta = \infty$ (рис. 3).

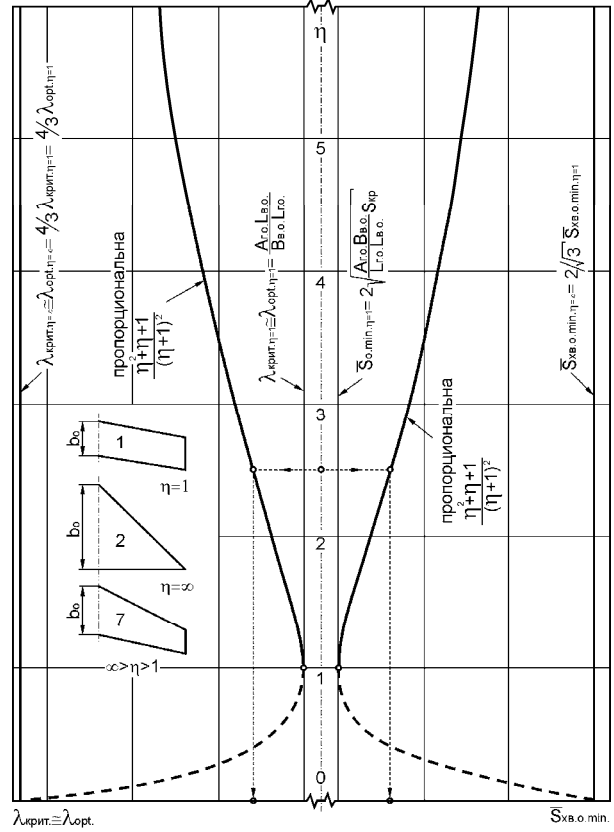


Рис. 3. Зависимости $\lambda_{крит}(\eta) = \lambda_{опт}$ и $\bar{S}_{xв.о. \min}(\eta)$ (при $\bar{z}=0, \bar{S}=0$)

Определив по правилу Лопиталья

$$\lim_{\eta \rightarrow \infty} \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)^2} = 1$$

и используя зависимости (12) и (16), получим:

$$\lambda_{крит} = \frac{4}{3} \frac{A_{э.о} L_{э.о}}{B_{э.о} L_{э.о}}; \quad (17)$$

$$\bar{S}_{xв.о. \min} = \frac{4}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{A_{э.о} B_{э.о}}{L_{э.о} L_{э.о}}} S_{кр}; \quad (18)$$

$$l_{кр} = \frac{2}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{A_{э.о} L_{э.о}}{B_{э.о} L_{э.о}}} S_{кр}; \quad (19)$$

$$b_0 = 1,5 b_{сax} = \sqrt{3} \sqrt{\frac{B_{э.о} L_{э.о}}{A_{э.о} L_{э.о}}} S_{кр}. \quad (20)$$

На рис. 3 приведены зависимости $\lambda_{крит}(\eta) = \lambda_{опт}$, $\bar{S}_{xв.о. \min}$, построенные для рассмотренных выше форм крыльев в плане.

При оптимизации геометрических параметров самолета по $\bar{S}_{xв.о.}$ величина η оказывает влияние как на удлинение крыла, так и на минимальную площадь оперения, необходимую для обеспечения потребной устойчивости и управляемости. С увели-

чением η растут λ_{opt} и $\bar{S}_{xв.о. min}$. В пределе, если рассмотреть два гипотетических самолета одного назначения, отличающихся только формами крыльев в плане, характеризующихся $\eta_1 = 1$ и $\eta_2 = \infty$, то в случае равенства $L_{с.о.1} = L_{с.о.2}$, $L_{в.о.1} = L_{в.о.2}$ $\bar{S}_{xв.о. min 2}$ возрастает по отношению к $\bar{S}_{xв.о. min 1}$ на $\approx 15\%$ при одновременном увеличении λ_2 в 1,33 раза. Потребуется также увеличение хвостовой части фюзеляжа для компоновки большего по линейным размерам оперения (табл. 2).

Аналогичным образом согласованные значения параметров крыла, оперения, а также $L_{с.о}$ и $L_{в.о}$ могут быть получены и для других вариантов крыла в плане (рис. 4 – 6), в том числе и для составных крыльев с «наплывами»:

$$\eta_{кр} = \frac{\bar{z}_H + 2\bar{S}_H(1 - \bar{z}_H)^2}{\bar{z}_H[1 + 2\bar{S}_H(1 - \bar{z}_H)]}; \quad (21)$$

$$\lambda_{крит} = \frac{4A_{с.о}L_{в.о}}{3B_{в.о}L_{с.о}} \frac{[3\bar{z}_H + 4\bar{S}_H^2(1 - \bar{z}_H)^3]}{3\bar{z}_H}; \quad (22)$$

$$\bar{S}_{xв.о. min} = 2\sqrt{\frac{A_{с.о}B_{в.о}}{L_{с.о}L_{в.о}} \frac{[3\bar{z}_H + 4\bar{S}_H^2(1 - \bar{z}_H)^3]}{3\bar{z}_H}} S_{кр}. \quad (23)$$

где $\bar{S}_H$ – площади «наплывов» по передней или задней кромкам крыла (рис. 4).

Входящие в выражения (21), (22) и (23) значения $\bar{S}_H$ можно использовать как со знаком «+», так и со знаком «-», что позволяет параметрически исследовать влияние «наплывов» в крыле на согласованное сочетание других параметров в аэродинамической компоновке самолета.

На рис. 5 приведены зависимости

$$\lambda_{крит}(\eta) = \lambda_{opt}(\eta) \text{ и } \bar{S}_{xв.о. min},$$

построенные на основе зависимостей (22) и (23) для крыла самолета шестого варианта (рис. 2), т.е. с наплывом по передней кромке $+\bar{S}_H$. Очевидно, что величина площади наплыва $\bar{S}_H$ и координата его расположения оказывают существенное влияние на геометрические характеристики хвостового оперения и на длину хвостовой части фюзеляжа.

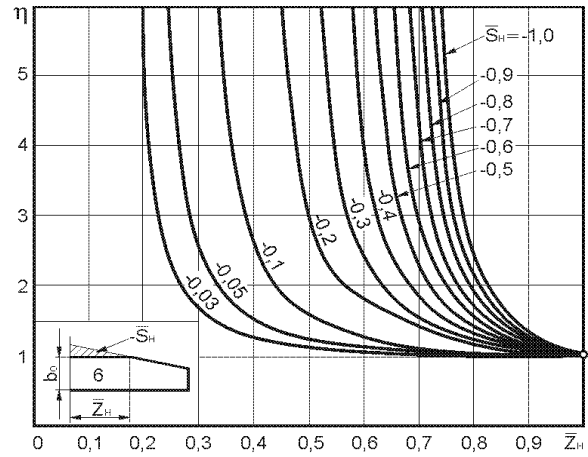


Рис. 4. Зависимость $\eta(\bar{z}_H, \bar{S}_H)$ при $-1 < \bar{S}_H < 0$

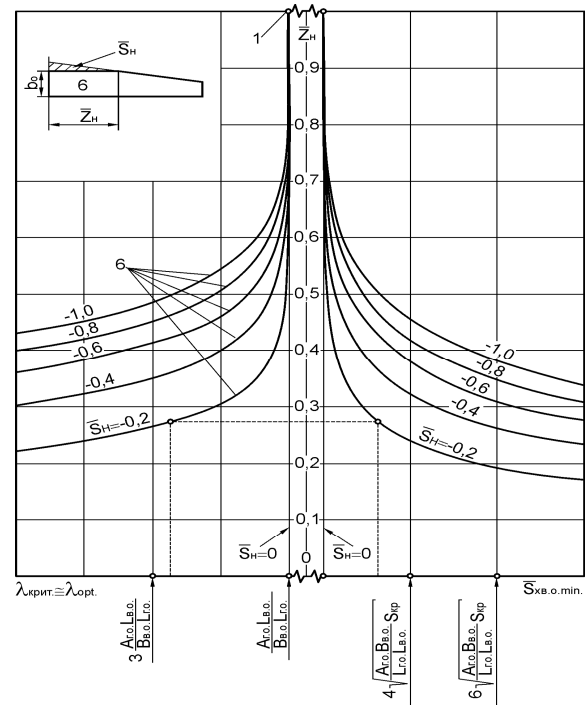


Рис. 5. Зависимости $\lambda_{крит}(\bar{z}_H)$ и $\bar{S}_{xв.о. min}(\bar{z}_H)$ для крыла с «наплывами» по передней и задней кромкам

Так, изменение формы крыла в плане с 1 на 6 (рис. 2) и применение «наплыва» с площадью $S_H = 0,2 \text{ м}^2$ приводит к изменению площади горизонтального оперения на $1,98 \text{ м}^2$, а длины хвостовой части фюзеляжа – на $0,09 \text{ м}$ (табл. 2).

Результаты полного анализа изменения геометрических параметров хвостового оперения, хвостовой части фюзеляжа, связанные с оптимизацией геометрии крыла в плане, представлены в табл. 2 и на рис. 6.

Таблица 2

Сравнительная оценка геометрических параметров самолета (крыла, оперения и фюзеляжа) с различными в плане формами крыла

Агрегат самолета	Геометрические параметры	Варианты формы крыла в плане							Примечание
		1	2	3	4	5	6	7	
Крыло	$S_{кр}, м^2$	300		300	300	300	300	300	Заданы: $S_{кр}, S_{г.о}, S_{в.о}, S_{ф.ч}, A_{г.о}, A_{в.о}, A_{ф.ч}, L_{г.о}, L_{в.о}, L_{ф.ч}$
	$\bar{S}_H$	0		-0,19	0,19	-0,19	-0,2	0	
	$\lambda_{крит}$	3	4	3,67	4,77	3,68	3,2	3,25	
	$l_{крит}$	30	34,64	33,2	37,82	33,22	30,98	31,23	
	$b_{сах}, м$		11,55	11,07	12,59	11,07	10,32	10,4	
	$z_H, м$	0		6,64	5,74	7,47	7,75	0	
Горизонтальное оперение	$S_{г.о}, м^2$	60	69,28	66,39	75,57	66,5	61,98	62,45	
	$\bar{S}_{г.о}$	0,2	0,23	0,22	0,25	0,221	0,205	0,21	
	$L_{г.о}, м$	20		20	20	20	20	20	
	$A_{г.о}$	0,4		0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	
Вертикальное оперение	$S_{в.о}, м^2$	60	69,28	66,39	75,57	66,5	61,98	62,45	
	$\bar{S}_{в.о}$	0,2	0,23	0,22	0,25	0,221	0,205	0,21	
	$L_{в.о}, м$	18		18	18	18	18	18	
	$B_{в.о}$	0,12		0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	
Фюзеляж	$L_{ф}, м$	46	46,45	46,31	46,73	46,32	46,09	46,12	
	$L_{н.ч}, м$	20		20	20	20	20	20	
	$L_{х.ч}, м$	26	26,45	26,31	26,73	26,32	26,09	26,12	

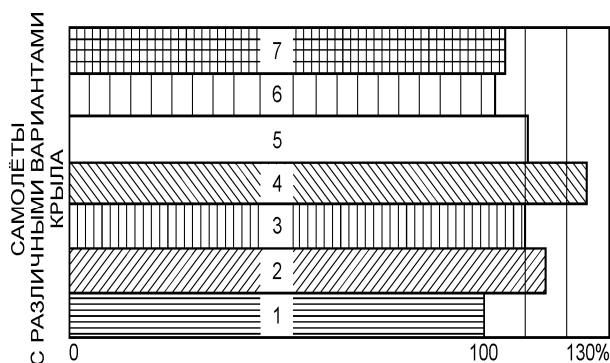


Рис. 6. Диаграмма сравнительной размерности самолета в зависимости от формы его крыла в плане: 1 – 7 – варианты геометрических форм крыла (формы крыла – на рис. 2).

Очевидно, что геометрия крыла в плане оказывает существенное влияние на многие другие геометрические параметры самолета, и в первую очередь – на его размерность.

Из представленной диаграммы хорошо видно, что размерность самолета, имеющего форму крыла со следующими параметрами:

$$\eta_1 = 1,0; \quad 1 < \eta_2 = \eta = \infty; \quad -1 < \bar{S}_n < 0,$$

по сравнению с самолетом, у которого крыло в плане характеризуется параметрами:

$$\eta_1 = 1; \quad z_n = 0; \quad S_n = 0,$$

увеличена почти на 40%.

Заключение

Таким образом, установлено, что наиболее зависимыми от форм крыла в плане являются параметры хвостового оперения и удлинения хвостовой части фюзеляжа.

Предложенные же в работе модели позволяют на самых ранних стадиях проектирования самолета прежде всего по оптимальной геометрии крыла самолета в плане выбрать оптимальные параметры горизонтального и вертикального оперения в плане, а также оценить влияние оптимизированных параметров крыла на размерность самолета в целом.

Литература

1. Основы общего проектирования самолетов: Учебн. пособие. Ч. 2 / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – 390 с.
2. Тюрёв В.В. Оптимизационные задачи линейной теории крыла // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 19. – С. 34 – 39.
3. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1978. – 325 с.
4. Ганиев Ф.И., Нгуен Дык Конг. Расчет индуктивного сопротивления крыла с произвольной деформацией // Ученые записки ЦАГИ. – 1989. – № 3. – С. 1 – 9.
5. Утенкова В.В. Понятие коэффициента формы крыла в плане и модели его определения // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ» – 2005. – Вып. 41 (2). – С. 31 – 38.
6. Утенкова В.В., Новиков В.И., Рябков В.И. Метод оптимизации геометрии крыла самолета в плане по частным критериям // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2005. – Вып. 22. – С. 72 – 76.
7. Тюрёв В.В., Утенкова В.В. Методы оценки оптимизирующей крутки крыла в моделях выбора его геометрических параметров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х: Нац. аэрокосм. ун-т „ХАИ“. – 2005. – Вып. 26. – С. 72 – 78.

Поступила в редакцию 1.06.2005

Рецензент: канд. техн. наук, доц. И.Н. Волох, Нижегородский политехнический университет, Россия.

УДК 681.518.54

В.Ф. МИРГОРОД, Г.С. РАНЧЕНКО*ОАО «Элемент», Одесса, Украина***ВЕРОЯТНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРЕНДОВОЙ СТАТИСТИКИ ХАЛЬДА-АББЕ ПРИ ОБРАБОТКЕ ПАРАМЕТРОВ РЕГИСТРАЦИИ ГТД**

Выполнена оценка вероятностных характеристик критерия Хальда-Аббе для обнаружения тренда при статистической обработке данных в автоматизированных системах контроля и диагностики состояния ГТД.

системы контроля и диагностики, трендовый анализ, техническое состояние, газотурбинный двигатель

Введение

Необходимость перехода к эксплуатации ГТД и его агрегатов по техническому состоянию требует решения общей проблемы повышения эффективности функционирования автоматизированных систем контроля и диагностики (АСКД), в частности, подсистем трендового контроля изменения основных параметров двигательной установки. Важной практической задачей при создании АСКД является обоснованный выбор и оценка характеристик трендовых статистик, в наиболее полной мере отвечающих статистическим свойствам анализируемых временных рядов, образованных данными регистрации в процессе эксплуатации ГТД.

Постановка проблемы и цель исследования. Известные в прикладной статистике [1 – 3] критерии наличия тренда в исследуемой выборке широко используются в проектируемых и реализованных АСКД. При контроле состояния ГТД наибольшее распространение получили трендовые статистики Хальда-Аббе, коммулятивных сумм и их модификации [4]. Представляется перспективным применение в АСКД Ф-критерия, основанного на статистике Фишера [5]. Наиболее широко используется трендовый критерий Хальда-Аббе, как для авиационных двигателей [6], так и для газоперекачивающих агрегатов [7, 8]. В литературе [8] приводятся убедитель-

ные примеры успешного применения данного критерия для предотвращения развития аварийных ситуаций. В то же время недостаточное внимание уделяется анализу соответствия статистической модели порождения данных, на которой базируется тот или иной трендовый критерий, реальным статистическим свойствам временных рядов, образованных параметрами регистрации ГТД. При таком возможном несоответствии установленные пороговые уровни для трендовых статистик не отвечают реализуемым уровням значимости, что сопровождается ложными срабатываниями трендовых статистик. Поскольку по результатам трендового анализа должны приниматься ответственные решения о продлении ресурса двигателя либо о возможности его дальнейшей эксплуатации, то существенную значимость приобретает оценка вероятностных характеристик трендовых статистик, в частности Хальда-Аббе, применительно к условиям обработки данных в АСКД. Целью настоящего исследования является оценка вероятностных характеристик одного из наиболее широко применяемых для обнаружения тренда критерия Хальда-Аббе при анализе временных рядов в АСКД.

Основные результаты

Применительно к системам контроля и диагностики ГТД критерий Хальда-Аббе формируется в

виде следующей статистики [4]:

$$r = \left[2 \sum_{k=1}^N (y_k - \bar{y})^2 \right]^{-1} \sum_{k=1}^N (y_{k+1} - y_k)^2 > r_0, \quad (1)$$

где y_k – исследуемый временной ряд; r_0 – пороговое значение критерия; $\bar{y} = N^{-1} \sum_{k=1}^N y_k$ – выборочное среднее.

Для данного критерия опорной гипотезой H_0 является предположение об отсутствии тренда в данных регистрации, при выполнении которой статистика (1) обычно [4] формируется в виде модифицированного критерия

$$r' = 0,5 \cdot \ln[(2-r)/r] > r'_0, \quad (2)$$

и при $N > 10$ нормализуется с дисперсией $Dr' = 1/(N-3)$. Поэтому уровни принятия гипотезы H_0 легко устанавливаются по их значимости для обычно применяемых в АСКД $\alpha = 0,01; 0,05$. В частности, для применяемых [6] значений $N = 20$ эти уровни составляют: $r'_{0,01} = 0,6306$; $r'_{0,05} = 0,4729$.

Выполним детальный анализ функционала решающей статистики (1), преобразуя его к эквивалентному виду

$$\begin{aligned} r &= \left[2 \sum_{k=1}^N (y_k - \bar{y})^2 \right]^{-1} \sum_{k=1}^N [(y_{k+1} - \bar{y}) - (y_k - \bar{y})]^2 = \\ &= \left[2 \sum_{k=1}^N (y_k - \bar{y})^2 \right]^{-1} \times \\ &\times \left[\sum_{k=1}^N (y_{k+1} - \bar{y})^2 + \sum_{k=1}^N (y_k - \bar{y})^2 - \right. \\ &\left. 2 \sum_{k=1}^N (y_{k+1} - \bar{y})(y_k - \bar{y}) \right] = \\ &= 1 - \left[\sum_{k=1}^N (y_k - \bar{y})^2 \right]^{-1} \cdot \sum_{k=1}^N (y_{k+1} - \bar{y})(y_k - \bar{y}) + \\ &+ \left[2 \sum_{k=1}^N (y_k - \bar{y})^2 \right]^{-1} \cdot (y_{N+1}^2 - y_1^2) = \\ &= 1 - \hat{\rho} + \Sigma_N, \end{aligned} \quad (3)$$

где $\hat{\rho} = \rho_{k,k+1}$ – выборочный коэффициент корреляции между соседними отсчетами данных, имеющий распределение [9]:

$$\begin{aligned} f(\rho, \hat{\rho}) &= \\ &= [(N-2)/\pi] (1-\rho^2)^{\frac{N-1}{2}} (1-\hat{\rho}^2)^{\frac{N-4}{2}} \times \\ &\times \int_0^1 \frac{\lambda^{N-2} d\lambda}{(1-\rho\hat{\rho}\lambda)^{N-1} \sqrt{1-\lambda^2}}, \end{aligned} \quad (4)$$

со средним $M\hat{\rho} = \rho + o(1/N)$ и дисперсией

$$D\hat{\rho} = (1-\rho^2)^2 / N + o(1/N^{3/2}).$$

Таким образом, если случайной добавкой Σ_N в (3) можно пренебречь для некоторого N , то критерий Хальда-Аббе сводится к известному [9, 10] критерию некоррелированности выборки. Соответственно нормализуемый критерий (2) согласно (3) переходит в известный критерий оценки значимости выборочного коэффициента корреляции

$$\begin{aligned} r' &= 0,5 \cdot \ln[(2-r)/r] \approx \\ &\approx -0,5 \cdot \ln[(1-\hat{\rho})/(1+\hat{\rho})], \end{aligned} \quad (5)$$

который при $N > 10$ распределен приблизительно нормально [9] с центром

$$M_{r'} = -0,5 \cdot \ln[(1-\rho)/(1+\rho)]$$

и дисперсией $D_{r'} = 1/(N-3)$.

Собственно с r -критерием в прикладной статистике связывается важный частный случай распределения (4) при $\rho = 0$ (гипотеза некоррелированности), при котором указанное распределение приобретает вид [11]:

$$f(\hat{\rho}) = \frac{\Gamma\left(\frac{N-1}{2}\right)}{\sqrt{\pi} \Gamma\left(\frac{N-2}{2}\right)} (1-\hat{\rho}^2)^{\frac{N-4}{4}}, \quad (6)$$

где $\Gamma(\chi)$ – гамма-функция.

Как следует из (3), соотношение $r = 1 - \hat{\rho}$ справедливо с точностью до случайной добавки

$$\Sigma_N = (y_{N+1}^2 - y_1^2) / 2 \sum_{k=1}^N (y_k - \bar{y})^2, \quad (7)$$

влияние которой необходимо установить для различных значений объема выборки N .

Можно показать, что для стандартизованных нормально распределенных случайных величин (СВ) распределение указанной случайной добавки имеет вид

$$f_{\Sigma}(\Sigma) = \frac{1}{\pi \Gamma\left(\frac{N}{2}\right)} \int_0^{\infty} u^{\frac{N}{2}-1} e^{-u} \int_0^{\infty} \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{u}{2}\Sigma\right)^2}} \frac{e^{-t}}{t} dt du. \quad (8)$$

Выражение (8) получено по формулам [12] определения плотности вероятности СВ в виде отношения разности квадратов гауссовских СВ к сумме квадратов таких же СВ, распределенной по закону $\chi^2(N)$. Моменты (8) определяются с помощью табличных интегралов [13]:

$$m_{\kappa} = \frac{1}{2^{\kappa} \sqrt{\pi}} \frac{\Gamma\left(\frac{\kappa+1}{2}\right) \Gamma(\kappa+1)}{\Gamma\left(\frac{\kappa+1}{2}\right) \Gamma\left(\frac{N}{2}\right)} \Gamma\left(\frac{N}{2} - \kappa\right) \quad (9)$$

при $\kappa = 2n$, и $m_{\kappa} = 0$ при $\kappa = 2n + 1$, $n = 0, 1, 2, \dots$.

Таким образом, СВ Σ_N является центрированной, с модой и медианой, равными нулю, а согласно (9) ее дисперсия при $\kappa = 2$ определяется выражением $D_{\Sigma_N} = 1/(N-2)(N-4)$. Поскольку дисперсия (6) имеет вид [13]:

$$D\hat{\rho} = \frac{\Gamma\left(\frac{N-1}{2}\right) \Gamma\left(\frac{N}{4}\right)}{2\Gamma\left(\frac{N-2}{2}\right) \Gamma\left(\frac{N}{4} + \frac{3}{2}\right)},$$

то уже при $N > 10$ дисперсии отличаются по крайней мере на порядок: $D_{\Sigma_{N=10}}/D\hat{\rho} = 0,097$.

По отношению к распределению (6) исследуемое распределение (8) является δ -образным, поэтому плотность суммы выборочного коэффициента корреляции и СВ Σ_N в виде свертки указанных плотностей совпадает с (6) по крайней мере до тех пор, пока отношение их дисперсий является малой величиной. Более точное представление о виде свертки двух функций, одна из которых δ -образная, можно получить на основе методики [14], согласно которой

$$f_1(x) * f_2(x) \approx f_1(x) \cdot \int_{-\infty}^{\infty} f_2(x) dx$$

при выполнении условия

$$f_1(x) \cdot \left[\frac{d^2 f_1(x+\lambda)}{d\lambda^2} \right]_{\lambda=0}^{-1} \gg \int_{-\infty}^{\infty} x^2 f_2(x) dx \cdot \left[\int_{-\infty}^{\infty} f_2(x) dx \right]^{-1}.$$

Применение этого условия к плотности в виде (6) и (8) дает следующее неравенство

$$\frac{4(1-\hat{\rho}^2)^2}{(N-4)\hat{\rho}^2(N-6)-23} \gg D_{\Sigma_N} = \frac{1}{(N-2)(N-4)}. \quad (10)$$

При уровне значимости $\alpha = 0,01$ и объеме выборки $N = 20$ пороговое значение статистики $\hat{\rho}$ составляет 0,56. Для таких исходных данных правая и левая части (10) отличаются во всей области $|\hat{\rho}| \leq \rho_0$ более чем на порядок (в 14 раз на границе $\hat{\rho} = \rho_0$).

Наконец, с точки зрения влияния Σ_N на вычисляемый по уровню значимости квантиль распределения (6), приведем результаты численного интегрирования свертки (6) и (8) при $N = 20$ (табл. 1).

Таблица 1

Результаты численного интегрирования

$P, \%$	$\Delta P, \%$	$P_{cp}, \%$
95	0,2	94,8
99	0,29	98,71
99,9	0,39	99,51

Как следует из табл. 1, случайная добавка Σ_N уменьшает вероятность превышения порога P_{ϕ} против заданной доверительной P , однако величина этого смещения при $N = 20$ не является значимой.

Таким образом, трендовый критерий Хальда-Аббе по крайней мере при $N \geq 20$ не имеет статистических различий по сравнению с известным критерием некоррелированности выборки.

Следовательно, отвергая опорную гипотезу об отсутствии тренда согласно классической формулировке критерия Хальда-Аббе, тем самым отвергается гипотеза о некоррелированности выборки из

данных регистрации. Однако при обработке данных в АСКД указанные гипотезы не являются равносильными. Действительно, коррелированность выборки может быть обусловлена как физическими явлениями в объекте диагностирования – ГТД, так и фильтрацией данных в измерительном канале, что вовсе не предполагает наличие тренда. Поскольку модели изменения параметров ГТД детально описаны [4], заметим, что необходимая операция фильтрации данных закономерно превращает исходную выборку в коррелированную: $\rho = \omega(\Delta t)$, где $\omega(\Delta t)$ – значение импульсной переходной функции фильтра в момент времени $t_{k+1} = t_k + \Delta t$. При учете свойств объекта и/или высокочастотной цифровой фильтрации в измерительном канале априорное значение коэффициента корреляции положительно: $\rho > 0$. Согласно (5) происходит смещение среднего уровня решающей статистики в сторону установленного порога и, соответственно, рост уровня ложных тревог о наличии тренда. Для выборки с $N = 20$ и установленным уровнем значимости $\alpha = 0,05$ при априорном $\rho = 0,3$, признаваемым согласно [15] мало-значимым, происходит рост уровня ложных тревог в три раза до $\alpha = 0,15$.

Применяемая предварительная обработка данных с целью исключения скрытых периодичностей временного ряда [3] сопровождается режекторной цифровой фильтрацией, для которой характерно $\omega(\Delta t) < 0$. В этом случае согласно (5) средний уровень решающей статистики смещается в противоположную от порога сторону, что сопровождается повышением вероятности пропуска трендового участка выборки. Коррекция порогового уровня возможна только в том случае, если известен априорный коэффициент корреляции, так как оценка выборочного коэффициента корреляции на короткой выборке имеет низкую достоверность и сводится к той же статистике (5). Априорный коэффициент корреляции, таким образом, должен быть определен до

применения процедуры трендового контроля путем построения адекватной диагностической модели процесса порождения данных и тщательной оценке метрологических характеристик измерительных каналов.

Не менее важным фактором, влияющим на эффективность трендовых статистик, в том числе исследуемой Хальда-Аббе, является возможное отличие исходной выборки от Гаусовской. Анализ типовых измерительных каналов [15] показывает, что распределения ошибок измерения зачастую имеют существенно негаусовский характер, а при использовании методов косвенных измерений негауссовость выборки является скорее правилом, чем исключением.

Если исследуемая выборка имеет плотность распределения, отличную от нормального, то соответственно нет основания полагать, что статистика (1) совпадает с r -статистикой, а статистики (2), (5) близки к нормальному распределению, и уровни значимости критериев выбраны правильно. Разнообразие распределений ошибок различных измерительных каналов [15] не позволяет получить аналитические соотношения для искомых распределений трендовых статистик, поэтому для оценки влияния этого фактора использован метод статистического моделирования в интерактивной среде MATLAB. При таком моделировании использовались выборки из нормальной генеральной совокупности, которая подвергалась нелинейному преобразованию, и на полученной негауссовской выборке тестировались статистики (1), (2). Совместному анализу подвергались гистограммы исходной выборки и значений решающих статистик, а также значения выборочных моментов до четвертого порядка включительно. Как это установлено в результате численных экспериментов, наиболее существенное влияние на уровень значимости критериев тренда оказывает асимметрия распределения выборки, что выражается в росте вероятностей ошибок первого и второго рода.

Заключение

Применяемый в АСКД трендовый критерий Хальда-Аббе при объеме выборки $N \geq 20$ не имеет статистических различий с критерием коррелированности выборки. Априорная коррелированность временного ряда, обусловленная свойствами объекта либо фильтрацией данных в измерительном канале, приводит к смещению уровня решающей статистики, что сопровождается возрастанием вероятностей ошибок обнаружения либо пропуск трендового участка.

Отличие распределения выборки от нормального также приводит к снижению эффективности трендовых статистик. Корректный выбор и определение параметров трендовых статистик могут быть выполнены путем предварительного построения адекватных моделей порождения данных (диагностических моделей) применительно к параметрам регистрации в АСКД, что и определяет перспективы дальнейших исследований.

Литература

1. Жигалевский А.А., Красновский А.Е. Обнаружение разладки случайных процессов в задачах радиотехники. – Л.: Изд. Ленинград. ун-та, 1988. – 224 с.
2. Айвазян С.А., Енюков И.С. Мешалкин Л.Д. Прикладная статистика. Исследование зависимостей. – М.: Финансы и статистика, 1985. – 488 с.
3. Отнес Р., Эноксон Л. Прикладной анализ временных рядов. Основные методы. – М.: Мир, 1982. – 388 с.
4. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, В.И. Кузнецов, И.И. Богаенко и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.
5. Кармалита В.А., Лобанов В.Э. Точность результатов автоматизированного эксперимента. – М.: Машиностроение, 1992. – 208 с.

6. Кулик Н.С., Тамаргазин А.А., Линник И.И. Показатели качества функционирования авиационных ГТД // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2002. – Вып. 31. – С. 4 – 7.

7. Симкин Э.Л., Гагай В.С., Семенова Т.А. и др. Автоматизированный параметрический контроль технического состояния ТРДД НК-8-2У в эксплуатации по полетной информации // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2001. – Вып. 26. – С. 222 – 227.

8. Опыт эксплуатации автоматизированных систем диагностирования газотурбинных приводов семейства НК на газоперекачивающих станциях / В.Б. Коротков, В.Н. Михнович, В.А. Оболенский и др. // Вестник двигателестроения. – 2004. – № 2. – С. 165 – 168.

9. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. – М.: Наука, 1973. – 832 с.

10. Математическая статистика / Под ред. В.С. Зарубина и А.П. Крищенко. – М.: МВТУ им Н.Э. Баумана, 2002. – 452 с.

11. Тейлор Дж. Введение в теорию ошибок. – М.: Мир, 1985. – 272 с.

12. Горяинов В.Т., Журавлев А.Г., Тихонов В.И. Статическая радиотехника: Примеры и задачи / Под ред. В.И. Тихонова. – М.: Сов. радио, 1980. – 544 с.

13. Двайт Г.Б. Таблицы интегралов. – М.: Наука, 1978. – 228 с.

14. Теория когерентных изображений / Под ред. Н.Д. Устинова. – М.: Радио и связь, 1987. – 264 с.

15. Новицкий П.В., Заграф И.А. Оценка погрешностей результатов измерений. – Л.: Энергоатомиздат, 1985. – 248 с.

Поступила в редакцию 4.07.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Нестеренко, Одесский национальный политехнический университет, Одесса.

УДК 681.32

А.Р. ЕМАД, О.Е. ФЕДОРОВИЧ

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

СИСТЕМНАЯ ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ МНОГОУРОВНЕВОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ГОСУДАРСТВЕННОЙ ПРОГРАММЫ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Предложена многоуровневая система сетевого планирования государственной программы развития авиационной техники. Используя метод системного имитационного моделирования, построена событийная модель сетевого планирования. Внутренние механизмы планирования основаны на знаниеориентированных структурах.

системное моделирование планируемых работ проектов и программ, многоуровневое сетевое планирование, имитационное моделирование проектов и программ

Введение

При формировании и реализации сложных проектов Государственной программы развития авиационной техники (ГПРАТ) [1] большое внимание уделяется планированию работ исполнителей. В настоящее время известны и широко применяются такие методы сетевого планирования, как: сетевое планирование по методу критического пути СРМ (Critical Path Method), сети предшествования, метод анализа и оценки программ PERT (Program Evaluation and Review Technique), метод анализа и графической оценки GERT (Graphical Evaluation and Review Technique) [2]. Все эти методы формируют план-графики выполнения работ, которые ориентированы на несложные проекты. Это обусловлено тем, что, во-первых, теряется наглядность представления и удобство работы с сетевым графиком при значительном усложнении проекта и, во-вторых, не учитываются все особенности, связанные с планированием крупномасштабных, сложных проектов и программ.

Постановка задачи

Сложные проекты ГПРАТ имеют целый ряд существенных отличий, которые резко усложняют задачу сетевого планирования:

- структура ГПРАТ имеет многоуровневое представление (программа, подпрограммы, планы и т.д.);
- такое же многоуровневое, иерархическое представление имеет и структура исполнителей;
- существуют зависимые программы по отдельным сложным образцам АТ (комплексам, системам), поэтому изменения и корректировка любой из зависимых программ существенно влияют на характеристики другой программы и ГПРАТ в целом;
- в ходе планирования и выполнения ГПРАТ могут изменяться приоритеты отдельных составляющих (динамические приоритеты);
- сложные условия начала и окончания отдельных выполняемых работ (разнообразные условия синхронизации работ);
- необходимость учета в сетевом планировании трех уровней планирования (долгосрочного, среднесрочного, годового) реализации ГПРАТ со своими временными шкалами и разной степенью детализации работ;
- многогранность задач планирования.

Кроме того, в ходе формирования и выполнения ГПРАТ возникают дополнительные задачи, связанные с уточнением и корректировкой состава исполнителей и структуры работ, а именно:

- ряд исполнителей работ в ходе планирования могут раскрываться более подробно (т.е. имеют

многоуровневое представление с произвольной глубиной раскрытия);

- из-за ограниченности выделяемых ресурсов, менее значимые программы, подпрограммы и работы могут приостанавливаться или даже ликвидироваться.

Все выше перечисленное приводит к тому, что классические подходы к сетевому планированию в том виде, как они были в свое время сформулированы в постановках задач и выполнены с помощью аналитических подходов, невозможно использовать в современных задачах управления сложными проектами ГПРАТ.

Метод решения

В основе предлагаемого подхода, учитывающего все перечисленные особенности, возникающие при планировании и управлении крупномасштабными проектами, лежит использование метода имитационного моделирования [3]. Принципиальное отличие и преимущество такого подхода заключается в том, что формирование сетевого плана-графика работ ГПРАТ осуществляется с учетом единого системного времени T , которое в зависимости от горизонта планирования может гибко изменять шкалу отсчета.

Использование системного имитационного моделирования [4] позволяет по исходным данным (последовательность выполнения работ сложного проекта, оценочная информация о длительности работ, объемах финансирования и исполнителях работ) получить:

- сведения о состоянии проекта в заданные моменты времени;
- прогнозировать длительность фактического выполнения каждой из работ и всего проекта в целом;
- фиксировать критические и «рисковые» операции, затягивание которых нарушает директивные сроки выполнения проекта;
- моменты начала и окончания работ (в случае, если была задана оценочная информация, то уход от директивных сроков, а в случае отсутствия априорной информации - ранние и поздние моменты начала и окончания той или иной работы);

- профили финансирования (план-графики затрат во времени);

- прогнозировать причины срыва (увеличения во времени) работ.

Основное преимущество применения системного имитационного моделирования в задаче сетевого планирования – возможность быстрого пересчета сетевого графика для рационального перераспределения менеджером проекта ресурсов, анализа и контроля сроков выполнения работ.

При создании системы планирования ГПРАТ были решены следующие задачи:

- разработана стратегия имитационного моделирования ГПРАТ на основе дальнейшего развития классических методов и средств имитационного моделирования;
- определена идеология формирования системной модели планирования на основе знаниеориентированных структур;
- определен набор функций для новой системы сетевого планирования;
- разработана программная модель;
- разработаны средства визуального редактирования структуры проектов и формирования модели.

Внутренний механизм системного имитационного моделирования основывается на событийном принципе. При событийном моделировании сложных планов выделяют узловые моменты динамики в виде основных событий проекта. Каждое событие выполняется мгновенно во времени, модельное время затрачивается только на переход от события к событию. Реализация событий во времени напоминает цепную реакцию: при отработке любого события проекта планируется одно или несколько последующих (будущих) событий. Для этого организуется список будущих событий проекта. Событийное моделирование обладает наибольшей гибкостью для описания сложных многоуровневых моделей и включает:

- список будущих событий проекта (упорядоченный по времени список событий, происходящих в системе);

- список исполнителей в виде устройств имитационной модели (устройство может иметь n каналов);
- список очередей (с каждым устройством связывается очередь);
- генератор заявок (обычно, моделирование проводится один раз, но в случае, если исходные данные (например, длительность работы) заданы случайными законами распределения, то моделирование проводится многократно).

В системе выделены два основных события, связанных с работами проекта: E_{nj} и E_{kj} – события начала выполнения и окончания j -й работы.

Одним из основных моментов при моделировании сетевого графика проекта являются условия синхронизации выполнения работ. Как начало, так и окончание любой j -й работы проекта определяются множествами условий синхронизации S_{nj} и S_{kj} :

$$S_{nj} = \{P_{j1}, P_{j2}, \dots, P_{jv}\}, S_{kj} = \{I_{j1}, I_{j2}, \dots, I_{jw}\}.$$

При этом возможны следующие варианты:

- работа не может начать выполняться до тех пор, пока все предыдущие работы проекта, связанные с ней, не выполняются (классическое условие синхронизации);
- работа начинает выполняться при выполнении определенного числа предыдущих работ;
- ряд дополнительных условий синхронизации и ограничения выполнения работы («не позже чем...», «не раньше чем...», «так, как только возможно», «должна завершиться...», «должна начаться...»).

В ходе имитационного моделирования сетевого графика ГПРАТ происходит накопление следующих статистических данных:

1) **результаты по ГПРАТ в целом**: сроки выполнения программ, отдельных проектов и ГПРАТ; суммарное время работы отдельных исполнителей ГПРАТ; загруженность отдельных исполнителей; список проектов, которые не уложились в директивные сроки; требуемый профиль финансирования программ и проектов;

2) **результаты по работе отдельных исполнителей**: суммарное время работы по каждому проекту и по всем проектам; возможные очереди работ; количество обслуженных работ; количество работ прошедших через очередь; среднее время ожидания работы в очереди к исполнителю; средняя и максимальная длины очереди работ к исполнителю.

Первоначально структура проекта ГПРАТ задается в виде ненаправленного многоуровневого графа G_{SIS} , в котором представлена многоуровневая детализация создаваемого сложного технического комплекса (системы) АТ [3].

Для ГПРАТ имеем «лес» графов-проектов $G_{PP} = U_{G_{SIS}}$.

Далее головной менеджер ГПРАТ формирует многоуровневый состав исполнителей в виде множества министерств, департаментов, головных организаций и организаций исполнителей – B_{ISP} (рис. 1).

Путем отображения $B_{ISP} \Rightarrow G_{SIS}$ формируется граф многоуровневой организационной структуры выполнения проекта ГПРАТ – G_{ISP} .

Исходя из существующих нормативных документов и ГОСТов к стадиям и этапам создаваемых образцов ГПРАТ, а также учитывая этапы жизненного цикла АТ, формируется последовательно-параллельная структура выполняемых работ – P_{RAB} , увязанная с организационной структурой исполнителей проекта G_{ISP} .

В дальнейшем, в ходе имитационного моделирования и с учетом системного времени T , из этой последовательности формируется сетевой график работ – SET_{SIS} .

Внутренний механизм системного имитационного моделирования основан на:

- создании фреймовых моделей ГПРАТ (проекта G_{SIS} , организационной структуры G_{ISP} , последовательно-параллельной структуры работ P_{RAB});

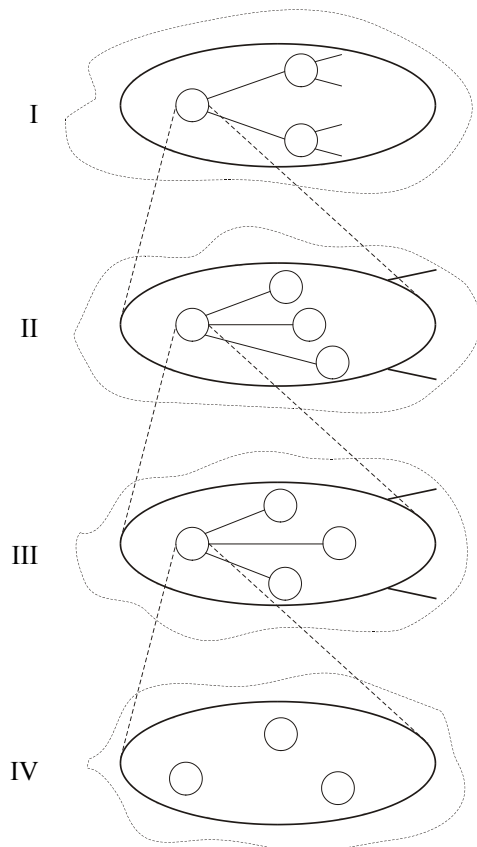


Рис. 1. Организационная структура ГПРАТ:
 I – уровень министерств ($q_1 = 1$); II – уровень департаментов, комитетов и др. ($q_{11} = 1$);
 III – уровень головных исполнителей ($q_{111} = 1$);
 IV – уровень организаций-исполнителей

– событийном принципе выполнения работ, увязанном с ходом системного времени T ;

– активном использовании задаваемых условий синхронизации начала $-S_{nj}$ и окончания работ S_{kj} .

При раскрытии и моделировании отдельных работ вводится понятие вложенных структур $\{G_{SISj1,...,jQ}, G_{ISPk1,...,kL}, P_{RABe1,...,eV}\}$, где, например, $G_{ISPk1,...,kL}$ означает, что k -й головной исполнитель имеет многоуровневую структуру из L уровней. Наличие вложенности структур определяется по задаваемому признаку вложенности q_{jl} : 1 – для j -го узла присутствуют вложенные структуры нижних уровней; 0 – для j -го узла отсутствуют вложенные структуры нижних уровней.

Раскрытие вложенных структур осуществляется в ходе имитационного моделирования с учетом при-

знаков вложенности. В программной модели учтены следующие свойства: модель состоит из узлов (работ) и переходов, описывающих последовательность выполнения; присутствуют условия синхронизации; под реализацией сетевого графика понимается реализация определенной совокупности переходов и узлов, достаточной для достижения цели ГПРАТ.

Предложенный подход позволяет планировать выполнение ГПРАТ с учетом сложного состава программы и связей между отдельными проектами.

С помощью системного имитационного моделирования учитываются разнообразные временные аспекты ГПРАТ и различные условия синхронизации работ проектов.

Решена задача перепланирования, которая часто возникает на начальных этапах формирования и выполнения ГПРАТ.

Литература

1. Емад А.Р. Системный подход для обоснования и выбора направлений развития авиационной техники // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2005. – № 2 (10). – С. 140 – 146.
2. Мазур И.И., Шапиро В.Д., Титов С.А. Управление проектами: Справочник для профессионалов. – М.: Высш. шк., 2001. – 875 с.
3. Шеннон Р. Имитационное моделирование систем – искусство и наука. – М.: Мир, 1978. – 418 с.
4. Федорович О.Е., Прохоров А.В., Бабынин Н.М. Системный логистический анализ и управление распределенными технологическими комплексами производства сложных наукоемких изделий машиностроения // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2002. – Вып. 28. – С. 33 – 38.

Поступила в редакцию 30.06.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.М. Илюшко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.391

В.В. БАРАННИК, П.Н. ГУРЖИЙ

Харьковский университет Воздушных Сил, Украина

ПОЛИАДИЧЕСКОЕ КОДИРОВАНИЕ МАССИВОВ ДЛИН СЕРИЙ В СМЕШАННОЙ СИСТЕМЕ ОСНОВАНИЙ

Излагается смешанное полиадическое кодирование массивов длин серий. Проводится оценка степени сжатия видеоданных.

смешанное полиадическое пространство, разностное полиадическое пространство, длины серий, комбинаторная избыточность

Введение

Современный этап развития авиационных систем характеризуется растущими объемами обрабатываемой и передаваемой телеметрической информации. Это позволяет передавать и обрабатывать в реальном времени лишь очень ограниченные объемы необходимой информации [1]. Модернизация старых и разработка новых каналов связи с более высокой пропускной способностью является дорогостоящим и не всегда себя оправдывающим процессом. Одно из направлений решения данного противоречия состоит в сжатии информации. В настоящее время среди методов сжатия используются как методы с потерей качества восстановленных изображений, так и без потери. Методы с потерей качества обеспечивают наибольшие степени сжатия. Однако при этом могут возникнуть безвозвратные потери информации [2]. Поэтому разработка методов сжатия видеоданных, позволяющих дополнительно повысить степень сжатия без потери качества восстановленных изображений, является актуальным направлением.

Формулирование проблемы. Проведенный анализ свойств различных классов изображений показал, что они обладают структурной избыточностью, вызванной повторяемостью элементов. Для устране-

ния такого вида избыточности используется кодирование с выявлением длин серий (ДС). К достоинствам метода относятся простота технической реализации, небольшое количество операций на обработку, сжатие без внесения погрешности. Одним из методов, обеспечивающих наибольшую степень сжатия изображений с выделением ДС, является метод комбинированного полиадического кодирования ДС и цветовых координат [3]. Однако, ему присущи недостатки, состоящие в том, что:

- при обработке реалистических изображений с преобладанием серий единичной длины коэффициент сжатия снижается;
- отбор элементов для полиадического кодирования осуществляется на основе по-столбцовой схемы. Такая обработка приводит к повышению времени сжатия изображений и уменьшению коэффициента сжатия. Поэтому *цель статьи* заключается в разработке метода, который обеспечит повышение коэффициента сжатия для различных классов изображений без потери качества при их восстановлении. На величину коэффициента сжатия изображений на основе полиадического кодирования влияют динамический диапазон длин серий и количество разрядов, затрачиваемое на представление служебной информации [4]. Для рассматриваемого коди-

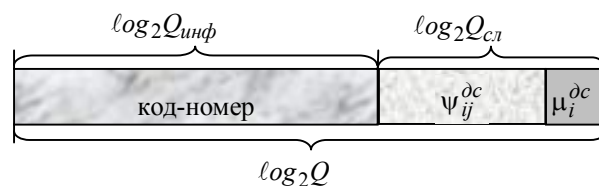
рования в качестве служебной информации выступают основания полиадических чисел, причем служебной информацией при кодировании массивов ДС в абсолютном полиадическом пространстве (АПП) будут являться основания двумерного полиадического числа – $\psi_{ij}^{\partial c}$, а при представлении массивов ДС в разностном полиадическом пространстве (РПП) дополнительной служебной информацией являются минимальные значения в строках $\mu_i^{\partial c}$. При обработке реалистических изображений в массивах ДС характерно появление строк, которые полностью состоят из единичных серий. Значит для уменьшения затрат на представление служебной информации и соответственно уменьшения объема кодового представления сжатого изображения предлагается проводить кодирование массива ДС в смешанном полиадическом пространстве. В этом случае кодирование строк массива ДС будет осуществляться в абсолютном полиадическом пространстве, если максимальное значение длины серии $\lambda_i^{\partial c}$ в i -й строке массива ДС равно 1. В противном случае кодирование строк массива ДС организовывается в разностном полиадическом пространстве.

Разработка полиадического кодирования массивов длин серий в смешанной системе оснований

В связи с тем, что единичные серии преобладают в реалистических изображениях, возможны варианты, когда нулевые элементы будут образовывать полную строку массива ДС, при этом максимальное значение $\lambda_i^{\partial c}$ в этой строке будет равно 1. Следовательно, количество разрядов, затрачиваемых на представление кода расстояния массива ДС в разностном полиадическом пространстве, будет равно количеству разрядов, отводимых на представление кода массива ДС в абсолютном полиадическом пространстве. Но при этом будут затрачиваться допол-

нительные разряды на служебную информацию. Для строк с динамическим диапазоном большим 1, количество разрядов, затрачиваемых на компактное представление массива ДС в разностном полиадическом пространстве, будет меньше, чем количество разрядов, отводимых на его представление в абсолютном пространстве. При обработке в смешанном полиадическом пространстве (СПП) формирование кода-номера осуществляется одновременно для элементов массивов ДС независимо от того, в каком пространстве они представлены. Тогда значения $\mu_i^{\partial c}$ будут передаваться только для тех строк, которые представлены в разностном полиадическом пространстве.

Вид кодовой комбинации в смешанном поли-



адическом пространстве приведен на рис. 1.

Рис. 1. Кодовая комбинация массива ДС в СПП

На рис. 1 величина $\log_2 Q_{\text{инф}}^{\partial c}$ представляет собой количество разрядов, затрачиваемых на представление информационной части кода, $\log_2 Q_{\text{сл}}^{\partial c}$ – количество разрядов, затрачиваемых на представление служебной части. Количество разрядов, отводимое на представление служебной информации $\log_2 Q_{\text{сл}}^{\partial c}$ в смешанном пространстве определяется по формуле:

$$\log_2 Q_{\text{сл}} = (y m + n) \log_2 \ell_{\max}, \quad 1 \leq y \leq 2, \quad (1)$$

где y – коэффициент, зависящий от того, какое количество строк массива ДС обработано в разностном полиадическом пространстве. Если все строки представлены в АПП, то $y = 1$. Если все строки представлены в РПП, то $y = 0$. В случае, когда одна

половина строк массива ДС обработана в РПП, а вторая часть в АПП, $y = 1, 5$.

Описание смешанного полиадического пространства основывается на векторе Z , состоящем из ограниченных:

$$Z = \{z_{i1}^{\partial c}, z_{i2}^{\partial c}, \dots, z_{in}^{\partial c}\}; \quad z_{ij}^{\partial c} = \begin{cases} s_{ij}^{\partial c}, & \text{если } \lambda_i^{\partial c} > 1; \\ \psi_{ij}^{\partial c}, & \text{если } \lambda_i^{\partial c} = 1, \end{cases} \quad (2)$$

где $s_{ij}^{\partial c}$ – разность между максимальным $\psi_{ij}^{\partial c}$ и минимальным $\mu_i^{\partial c}$ значениями в i -й строке массива ДС:

$$s_{ij}^{\partial c} = \psi_{ij}^{\partial c} - \mu_i^{\partial c}, \quad j = \overline{1, n}; \quad (3)$$

$$\mu_i^{\partial c} = \min_{1 \leq j \leq n} \{\ell_{ij}\}, \quad i = \overline{1, m_{\partial c}}, \quad \mu_i^{\partial c} \leq \ell_{ij} \leq \psi_{ij}^{\partial c}. \quad (4)$$

Из анализа выражения (4) следует, что значения ℓ_{ij} могут находиться на разном расстоянии от соответствующих значений нижнего и верхнего уровней полиадических чисел. Представим левую и правую части неравенства (4) как $\Delta \ell_{ij}^{(\min)}$, $\Delta \ell_{ij}^{(\max)}$, равные:

$$\Delta \ell_{ij}^{(\min)} = \ell_{ij} - \mu_i^{\partial c}; \quad \Delta \ell_{ij}^{(\max)} = \psi_{ij}^{\partial c} - 1 - \ell_{ij}. \quad (5)$$

С учетом соотношений (5), обозначим длину расстояния от текущего массива ДС до минимального и максимального уровней полиадических чисел в смешанном полиадическом пространстве соответственно как $Q_{\text{инф}}(\min)$ и $Q_{\text{инф}}(\max)$:

$$Q_{\text{инф}}(\min) = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \omega_{ij}^{(\min)} \prod_{\xi=j+1}^n z_{i\xi}^{\partial c} \prod_{\gamma=i+1}^m \prod_{\xi=1}^n z_{\gamma\xi}^{\partial c}; \quad (6)$$

$$Q_{\text{инф}}(\max) = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \omega_{ij}^{(\max)} \prod_{\xi=j+1}^n z_{i\xi}^{\partial c} \prod_{\gamma=i+1}^m \prod_{\xi=1}^n z_{\gamma\xi}^{\partial c}, \quad (7)$$

где $\omega_{ij}^{(\min)}$, $\omega_{ij}^{(\max)}$ – разности соответственно между верхним и нижним уровнем полиадических чисел, равные:

$$\omega_{ij}^{(\min)} = \begin{cases} \Delta \ell_{ij}^{(\min)}, & \text{если } \lambda_i^{\partial c} > 1; \\ \ell_{ij}, & \text{если } \lambda_i^{\partial c} = 1; \end{cases}$$

$$\omega_{ij}^{(\max)} = \begin{cases} \Delta \ell_{ij}^{(\max)}, & \text{если } \lambda_i^{\partial c} > 1; \\ \ell_{ij}, & \text{если } \lambda_i^{\partial c} = 1. \end{cases}$$

При этом с учетом соотношения (4) выполняется неравенство $Q_{\text{инф}}(\min) \neq Q_{\text{инф}}(\max)$. Поэтому для дополнительного уменьшения объема кодового представления массива ДС предлагается гибко выбирать начальный уровень отсчета кода-номер на основе выбора минимального значения

$$Q_{\text{инф}} = \min\{Q_{\text{инф}}(\min), Q_{\text{инф}}(\max)\}. \quad (8)$$

Для дополнительного снижения времени на обработку относительно постолбцового кодирования, избежания потерь информации из-за переполнения машинного слова и снижения требований на выбор максимальной длины серии предлагается осуществлять рекуррентный отбор элементов массивов ДС для смешанного полиадического кодирования. В этом случае проводится поэлементная проверка элементов ω_{ij} на возможность добавления их к текущему смешанному полиадическому числу. Правило отбора заключается в проверке признака переполнения машинного слова. Значение кода-номера вычисляется по мере добавления очередного элемента к текущему смешанному полиадическому числу.

Процесс рекуррентного полиадического кодирования массивов ДС в смешанной системе оснований, с учетом адаптивного выбора начального уровня отсчета кода номер осуществляется по строкам и состоит из следующих этапов:

Этап 1. Выявляются основания полиадического числа $\psi_{ij}^{\partial c}$, а для строк массива ДС, в которых $\lambda_i^{\partial c}$ больше 1, необходимо также выявить минимальные значения в строках $\mu_i^{\partial c}$.

Этап 2. Осуществляется проверка неравенства

$$Z_1^{(\beta)} = z_{ij}^{\partial c} \leq 2^M,$$

где $Z_1^{(\beta)}$ – значение проверочного показателя для одного элемента β -го кода-номера в смешанном полиадического пространстве.

Если неравенство не выполняется, то смешанное полиадическое число состоит из одного элемента смешанного полиадического пространства:

$$Q_{\beta}^{(1)} = \min(Q_{(i,1)}^{(\min)}, Q_{(i,1)}^{(\max)});$$

$$Q_{(i,1)}^{(\min)} = \omega_{i1}^{(\min)}; \quad Q_{(i,1)}^{(\max)} = \omega_{i1}^{(\max)},$$

где $Q_i^{(\beta)}$ – значение β -го кода-номера, состоящего из одного элемента смешанного полиадического пространства.

Если же результат сравнения положителен, то процесс формирования β -го кода-номера продолжается.

Этап 3. Проверяется неравенство

$$Z_2^{(\beta)} = \prod_{j=1}^2 z_{ij}^{\partial c} \leq 2^M,$$

где $Z_2^{(\beta)}$ – значение проверочного показателя для двух элементов β -го кода-номера в смешанном полиадического пространстве.

Если неравенство не выполняется, то код-номер в смешанном полиадическом пространстве равен:

$$Q_i^{(\beta)} = \min(Q_{(i,2)}^{(\min)}, Q_{(i,2)}^{(\max)});$$

$$Q_{(i,2)}^{(\min)} = Q_{(i,1)}^{(\min)} \times z_{i,2}^{\partial c} + \omega_{i,2}^{(\min)};$$

$$Q_{(i,2)}^{(\max)} = Q_{(i,1)}^{(\max)} \times z_{i,2}^{\partial c} + \omega_{i,2}^{(\max)},$$

где $Q_i^{(\beta)}$ – значение β -го кода-номера, состоящего из двух элементов смешанного полиадического пространства.

В противном случае проводится переход на следующий этап, выполняющийся по аналогии с предыдущими.

...

Этап n . На этом этапе проверяемое неравенство выглядят следующим образом:

$$Z_{n-1}^{(\beta)} = \prod_{j=1}^{n-1} z_{ij}^{\partial c} \leq 2^M,$$

где $Z_{n-1}^{(\beta)}$ – значение проверочного показателя для $(n-1)$ -го элемента β -го кода-номера в смешанном полиадического пространстве.

В случае отрицательного результата сравнения код-номер вычисляется по формуле

$$Q_{\beta}^{(n-2)} = \min(Q_{(i,n-2)}^{(\min)}, Q_{(i,n-2)}^{(\max)}),$$

где $Q_{\beta}^{(n-2)}$ – значение β -го кода-номер, состоящего из $(n-2)$ -х элементов смешанного полиадического пространства.

При положительном результате сравнения происходит переход на следующий этап.

Этап $n + 1$. По аналогии с предыдущими этапами на завершающем этапе выполняются действия:

1) проверяется неравенство

$$Z_n^{(\beta)} = \prod_{j=1}^n z_{ij}^{\partial c} \leq 2^M; \quad (9)$$

где $Z_n^{(\beta)}$ – значение проверочного показателя для n элементов β -го кода-номера в смешанном полиадического пространстве;

2) если $Z_n^{(\beta)} \leq 2^M$, то код-номер β -го полиадического числа в смешанной системе оснований равен:

$$Q_{(\beta)}^{(n)} = \begin{cases} Q_{(i,n-1)}^{(\max)} \times z_{i,n}^{\partial c} + \omega_{i,n}^{(\max)}, \\ \text{если } Q_{(i,n)}^{(\min)} \geq Q_{(i,n)}^{(\max)}; \\ Q_{(i,n-1)}^{(\min)} \times z_{i,n}^{\partial c} + \omega_{i,n}^{(\min)}, \\ \text{если } Q_{(i,n)}^{(\min)} < Q_{(i,n)}^{(\max)}, \end{cases} \quad (10)$$

где $Q_{(\beta)}^{(n)}$ – значение β -го кода-номер состоящего из n элементов смешанного полиадического пространства;

3) если $Z_n^{(\beta)} > 2^M$, то полиадическое число в СПП состоит из $(n-1)$ -го элемента массива ДС:

$$Q_{(\beta)}^{(n-1)} = \begin{cases} Q_{(i,n-2)}^{(\max)} \times z_{i,n-1}^{\partial c} + \omega_{i,n-1}^{(\max)}, \\ \text{если } Q_{(i,n-1)}^{(\min)} \geq Q_{(i,n-1)}^{(\max)}; \\ Q_{(i,n-2)}^{(\min)} \times z_{i,n-1}^{\partial c} + \omega_{i,n-1}^{(\min)}, \\ \text{если } Q_{(i,n-1)}^{(\min)} < Q_{(i,n-1)}^{(\max)}, \end{cases} \quad (11)$$

где $Q_{(\beta)}^{(n-1)}$ – значение β -го кода-номер состоящего из $n - 1$ элементов смешанного полиадического пространства.

Таким образом, выражения (9) – (11) позволяют на основе рекуррентной схемы вычислить код-номер β -го полиадического числа в смешанной системе оснований.

Оценка эффективности

С учетом формул (2) – (4) количество полиадических чисел массива ДС в смешанном полиадическом пространстве равно

$$|Q_{\text{инф}}| = \prod_{j=1}^{n_{\partial c}} \prod_{i=1}^{m_{\partial c}} z_{ij}^{\partial c}. \quad (12)$$

Отсюда минимальное увеличение степени сжатия $k_{\min}^{\partial c \text{ абс}}$ и $k_{\min}^{\partial c \text{ разн}}$ за счет перехода к смешанному полиадическому кодированию относительно абсолютного разностного находятся соответственно по формулам:

$$k_{\min}^{\partial c \text{ абс}} = \frac{\ell \log_2 N_{\text{инф}}^{\partial c} + \ell \log_2 N_{\text{сл}}^{\partial c}}{\ell \log_2 Q_{\text{инф}} + \ell \log_2 Q_{\text{сл}}}; \quad (13)$$

$$k_{\min}^{\partial c \text{ разн}} = \frac{\ell \log_2 R_{\text{инф}}^{\partial c} + \ell \log_2 R_{\text{сл}}^{\partial c}}{\ell \log_2 Q_{\text{инф}} + \ell \log_2 Q_{\text{сл}}}. \quad (14)$$

Проведенная оценка эффективности по коэффициенту сжатия для разработанного кодирования массивов ДС в смешанной системе оснований показывает, что минимальная дополнительная степень сжатия относительно комбинированного полиадического кодирования равна 1,5 раза.

Заключение

Таким образом, можно сделать следующие выводы.

1. Разработано полиадическое кодирование массивов ДС в смешанной системе оснований с учетом адаптивного выбора начального уровня отсчета кода-номера и динамического диапазона значений длин серий в массиве.

2. Доказано, что разработанное кодирование обеспечивает дополнительное повышение коэффициента сжатия за счет:

– дополнительного исключения комбинаторной избыточности, вызванной уменьшением количества разрешенных комбинаций;

– уменьшения количества затрачиваемых разрядов на передачу служебной информации.

3. Полиадическое кодирование в смешанной системе оснований обеспечивает относительно комбинированного кодирования дополнительное увеличение степени сжатия минимум в 1,5 раза.

Литература

1. Асташкин А.А. Космические системы аппараты и приборы для решения задач природоиспользования и экономического контроля. – М.: ВИНТИ, 1991. – 142 с.
2. Ватолин В.И., Ратушняк А., Смирнов М., Юкин В. Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео. – М.: ДИАЛОГ – МИФИ, 2002. – 384 с.
3. Баранник В.В., Королева Н.А., Поляков П.Ф. Метод комбинированного полиадического кодирования массивов длин серий // Інформаційно-керуючі системи на залізничному транспорті. – 2001. – № 5. – С. 42 – 46.
4. Баранник В.В., Гуржий П.Н. Кодирование массивов цветowych координат в разностном полиадическом пространстве // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2005. – № 1. – С. 44 – 49.

Поступила в редакцию 29.07.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. П.Ф. Поляков, Украинская государственная академия железнодорожного транспорта, Харьков.

УДК 621.317.76.089.68:621.373.82

В.Н. ЧИНКОВ¹, А.П. НАРЕЖНИЙ²¹*Харьковский университет Воздушных Сил, Украина*²*Войсковая часть А0785, Украина*

ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРЕЦИЗИОННЫХ МЕР ЧАСТОТЫ С БЛИЗКИМИ ЧАСТОТАМИ

В работе выявлены и классифицированы режимы взаимодействия прецизионных мер частоты при различных начальных отстройках от номинального значения частоты, обусловленные погрешностью взаимодействия через каналы сличения.

меры частоты, погрешность взаимодействия мер частоты, метрологические характеристики мер частоты

Введение

В космических радиотехнических комплексах применяют в качестве источников время- и частото- задающих процессов квантовые меры частоты (МЧ) [1, 2]. Метрологические характеристики (МХ) МЧ в наибольшей степени влияют на такие основные показатели качества космических радиотехнических комплексов, как точность, разрешающая и пропускная способность, диапазон частот, помехозащищенность [1 – 3]. Одной из важнейших МХ МЧ является нестабильность частоты её выходного сигнала [2, 3].

Формулирование проблемы

На практике для определения нестабильности частоты выходного сигнала МЧ применяют два метода измерения – двухгенераторный [3, 4] и трехгенераторный [5]. В первом из них значение нестабильности частоты МЧ определяется путем сравнения частот сигналов исследуемой (поверяемой) МЧ и эталонной. В трехгенераторном методе для расчета нестабильности частоты используется сравнение частот трех сигналов – исследуемой МЧ и двух эталонных. Эти два метода являются модификациями известного в классической метрологии дифференци-

ального, или разностного, метода измерений [3, 5].

При отсутствии эталонной МЧ сличают две меры, близких по точности [4 – 6]. Определение среднеквадратического относительного отклонения (СКО) частоты в этом случае для каждой МЧ сводится к делению на весовой коэффициент $K = \sqrt{2}$ СКО разностного сигнала. Такая оценка является приближенной, поскольку дисперсия разностного сигнала двух МЧ [5]:

$$\sigma_{\Sigma}^2 = \sigma_{\Sigma}^2 + \sigma_{\Pi}^2 - 2 \cdot \sigma_{\Sigma} \sigma_{\Pi} \cdot r, \quad (1)$$

где σ_{Σ} – СКО частоты выходного сигнала эталонной МЧ; σ_{Π} – СКО частоты выходного сигнала исследуемой МЧ; r – коэффициент взаимной корреляции (взаимодействия), обусловленный погрешностью взаимодействия МЧ.

В сложных эталонных комплексах минимизация погрешности взаимодействия достигается применением дорогостоящих технических средств, обеспечивающих развязывание измерительных каналов.

Анализ исследований и публикаций. Известно, что у генераторов с примерно равными частотами, каковыми являются прецизионные МЧ, коэффициент корреляции r зачастую существенно больше нуля [4, 5]. Из (1) следует, что при $r \rightarrow -1$, в предположении $\sigma_{\Sigma} \approx \sigma_{\Pi}$, СКО частоты $\sigma_{\Pi} \ll \sigma_{\Sigma}$, а при

$r \rightarrow 1$ имеем $\sigma_u \gg \sigma_{\text{эи}}$. Известные методы измерения нестабильности частоты (поверки) не предусматривают определение коэффициента взаимной корреляции r [3, 4, 6].

Значение и знак коэффициента взаимной корреляции r зависят от режимов взаимодействия прецизионных МЧ, обусловленных погрешностью их взаимодействия через каналы сличения при различных начальных отстройках от номинального значения частоты [4, 5].

В работе [4] приведены результаты исследований влияния взаимных связей между сличаемыми МЧ на систематическую погрешность оценки относительного отклонения частоты. Однако данные исследования проведены без учета внутренних шумов МЧ.

Цель статьи – выявить и классифицировать режимы взаимного влияния на флуктуации собственных частот (фаз) прецизионных МЧ с близкими частотами, обусловленные погрешностью взаимодействия через каналы сличения с учетом аддитивных внутренних шумов МЧ.

Результаты исследований

Уравнение состояния разности фаз эталонной и исследуемой МЧ с учетом аддитивных шумов можно представить в виде следующего стохастического дифференциального уравнения:

$$\dot{\Phi}(t) = a + b \cos[\Phi(t)] + \xi(t), \quad (2)$$

где a – разность собственных значений резонансных частот сличаемых мер; b – параметр, определяющий степень взаимосвязи между сличаемыми мерами; $\xi(t)$ – нормальный белый шум с математическим ожиданием (м. о.) $M[\xi(t)] = 0$ и дисперсией $D[\xi(t)] = \sigma_\xi^2$.

Выражение для измерения относительной разности частоты, получаемой с помощью частотного компаратора на временном интервале измерений τ , начинающемся в момент времени t_k :

$$\delta f(t_k, \tau_\theta) = \frac{\Phi(t_{k+1}) - \Phi(t_k)}{\omega_0 \tau_\theta}, \quad (3)$$

где $\Phi(t_k) = \frac{1}{\tau} \int_{t_k}^{t_k+\tau} \Phi(t) dt$ – среднее значение разности фаз $\Phi(t)$ на k -м интервале времени измерения разностей фаз τ выходных сигналов исследуемой и эталонной МЧ частотным компаратором; ω_0 – номинальное значение частоты МЧ; τ_θ – интервал времени выборки.

Численное исследование модели поведения системы двух связанных осцилляторов (МЧ), описываемой соотношением (2) при условии $\tau_\theta = \tau$, проведем с помощью разностной схемы [7, 8] вида

$$\Phi(t_{k+1}) = \Phi(t_k) + \tau a + \tau b \cos[\Phi(t_k)] + \bar{\xi}(t_{k+1}), \quad (4)$$

где $\bar{\xi}(t_{k+1}) = \frac{1}{\tau} \int_{t_{k+1}}^{(t_{k+1})+\tau} \xi(t) dt$ – среднее значение случайного процесса $\xi(t)$ на $(k+1)$ -м интервале времени измерения τ .

Результаты численного моделирования поведения двух электрически связанных осцилляторов (МЧ) при наличии в системе фазового шума показывают: поведение фазы $\Phi(t_k)$ в этом случае будет зависеть не только от соотношения b/a , но и от соотношения σ_ξ/a . В отличие от ситуации, описываемой в [4], когда в системе электрически связанных осцилляторов с близкими резонансными частотами возможно лишь два устойчивых стационарных режима функционирования (режим синхронизма и режим биений), наличие в системе аддитивного шума приводит к тому, что система связанных осцилляторов приобретает четыре различных стационарных режима функционирования. В зависимости от соотношения параметров b/a и σ_ξ/a (рис. 1) данной системе присущи следующие режимы:

– режим жесткой синхронизации (область 1 на рис. 1);

- режим синхронизма с наличием квазискачкообразных изменений разности фаз, возникающих в случайные моменты времени (область 2 на рис. 1);
- режим биений (область 3 на рис. 1);
- случайный процесс с линейным дрейфом разности фаз (область 4 на рис. 1).

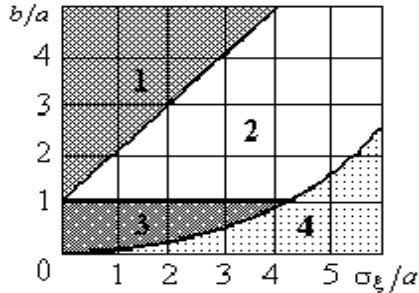


Рис. 1. Связь между режимами работы системы связанных осцилляторов при наличии аддитивного фазового шума и параметрами b/a и σ_ϵ/a

На рис. 2 приведены результаты моделирования поведения разности фаз $\Phi(t)$ во времени для указанных режимов функционирования пары связанных осцилляторов при наличии в системе аддитивного фазового шума.

График 1 соответствует поведению разности фаз $\Phi(t_k)$ в режиме жесткой синхронизации. В данном режиме отсутствует линейный дрейф фазы, а случайный процесс хорошо описывается моделью диффузионного марковского процесса [5]. График 2 соответствует режиму синхронизма с наличием квазискачкообразных изменений разности фаз, возник-

ающих в случайные моменты времени. График 3 описывает режим биений пары связанных осцилляторов (МЧ) при наличии в системе аддитивного фазового шума.

График 4 показывает, что поведение во времени разности фаз, идентифицируемых в системе двух связанных осцилляторов, представляет процесс типа случайных блужданий с линейным дрейфом разности фаз.

Экспериментальные исследования по определению МХ однотипных МЧ (типа СЧВ-74) проводилось трехгенераторным методом измерения нестациональности частоты. Сличения осуществлялись с помощью частотных компараторов (типа Ч7-39) в режиме измерения разности времени " Δt " типовых значений параметра: $\tau = 1$ с, $\tau_\epsilon = 1$ с и интервал времени наблюдения $\tau_H = 1$ сут. Частотный компаратор типа Ч7-39 построен на основе разностно-временного метода с использованием двойного смесителя [3]. Поэтому в режиме измерения разности времени " Δt " Ч7-39 дает оценку относительного отклонения разности фаз

$$\Delta t(t_k) = \frac{\Phi(t_k)}{\omega_0 \tau_\epsilon} + \bar{\eta}(t_k),$$

где $\bar{\eta}(t_{k+1}) = \frac{1}{\tau} \int_{t_k}^{t_k+\tau} \eta(t) dt$ – среднее значение аддитивного эквивалентного шума измерения $\eta(t)$ на $(k+1)$ -м интервале времени измерения τ .

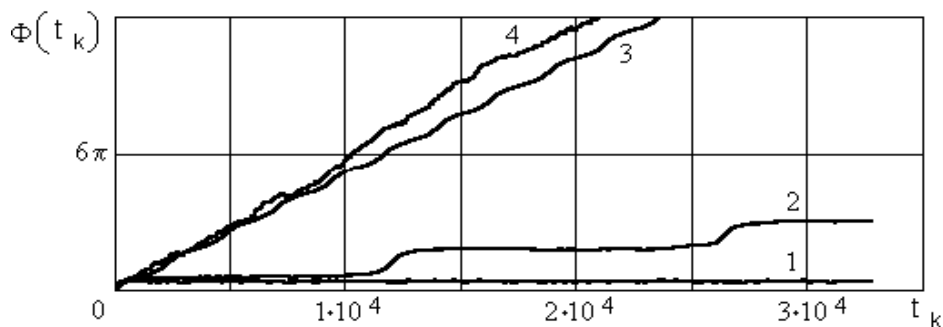


Рис. 2. Графики поведения разности фаз $\Phi(t_k)$ модели двух связанных осцилляторов при различных отношениях параметра $b/a \in [0.1, \dots, 5]$ при фиксированном значении $\sigma_\epsilon/a = 3$

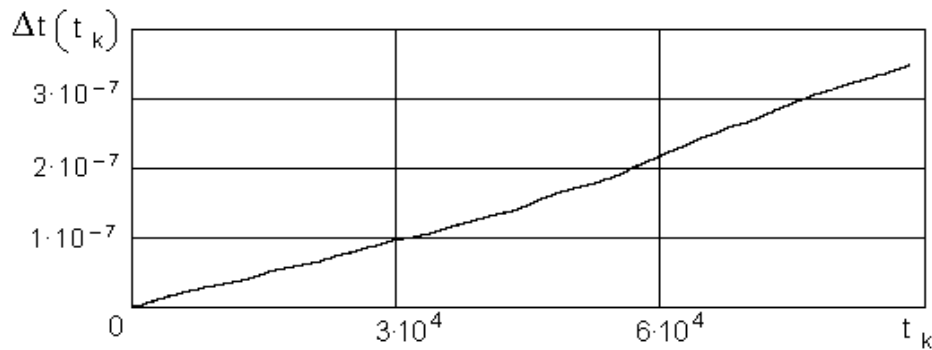


Рис. 3. Изменение во времени разности фаз между сигналами первой и второй МЧ

На рис. 3 и 4 представлены графики результатов измерений $\Delta t(t_k)$ разности моментов «ноль пересечений» сигналов частотой 5 МГц от первой и второй МЧ типа СЧВ-74, а также первой и третьей МЧ типа СЧВ-74, входящих в состав измерительной схемы по определению МХ.

Из этих графиков следует, что поведение разности фаз между сигналами первых двух сличаемых МЧ (рис. 3) соответствует режиму биений (область 3 на рис. 1), поведение графика разности фаз между сигналами первой и третьей МЧ (рис. 4, интервалы 1 и 2) соответствует режиму области 2 на рис. 1.

Кроме того, график на рис. 4 свидетельствует о том, что в процессе работы возможны ситуации, когда частоты сигналов первой и третьей мер частот затягиваются между собой.

В эти интервалы времени t_k измеренная разность $\Delta t(t_k)$ между моментами «ноль пересечений» сигналов первой и третьей МЧ постоянная (интервал 1), что говорит о наличии электрических или электромагнитных связей между первой и третьей МЧ. Отсутствие постоянной синхронизации частот указывает на наличие слабой взаимосвязи, поскольку энергии внутренних шумов МЧ достаточно для разрыва взаимной синхронизации фаз указанных мер.

Наличие двух типов интервалов (1 и 2) на рис. 4, на протяжении которых поведение $\Delta t(t_k)$ различно (наличие и отсутствие дрейфа фазы), приводит, во-первых, к смещению оценки м. о. относительной разности частот $M[\delta f(t_k, \tau_e)]$ между сличаемыми МЧ, и, во-вторых, к завышению оценки вариации относительной разности частот.

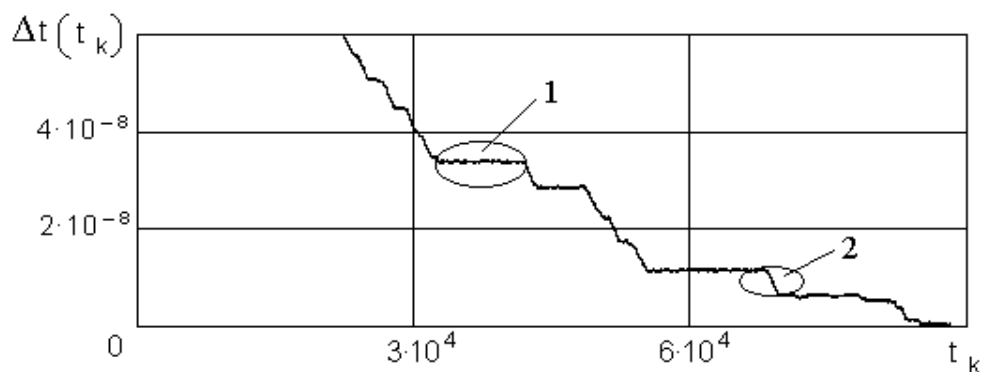


Рис. 4. Изменение во времени разности фаз между сигналами первой и третьей МЧ

Количественная оценка математического ожидания относительной разности частот $\delta f(t_k, \tau_u)$ между МЧ определяется с учетом соотношения (3) выражением [9]:

$$M[\delta f(t_k, \tau_u)] = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \delta f(t_k, \tau_u),$$

где N – количество измерений в выборке.

При вычислении $M[\delta f(t_k, \tau_u)]$ оценки м. о. относительной разности частот на интервалах наблюдения 1 и 2 (рис. 4) соответственно будут иметь следующие значения:

$$\begin{aligned} M[\delta f(t_k, \tau_u)]_1 &\approx 0; \\ M[\delta f(t_k, \tau_u)]_2 &= -4,3 \cdot 10^{-12}, \end{aligned}$$

в то время как соответствующее математическое ожидание для всей выборки результатов сличений первой и третьей МЧ составляет

$$M[\delta f(t_k, \tau_u)]_{\tau_u} = -1,3 \cdot 10^{-12}.$$

Выводы

Анализ результатов численного моделирования системы связанных осцилляторов и натурных экспериментов на группе МЧ показал:

- при наличии погрешности взаимодействия между МЧ для идентификации МХ следует применять стохастическую моделью системы связанных осцилляторов (4), поведение частоты которой зависит от отношения параметров b/a и σ_ξ/a , а именно: значений амплитуд колебаний каждого осциллятора (МЧ) в автономном режиме, разности собственных значений резонансных частот и аддитивных шумов, коэффициента связи между осцилляторами;
- при наличии погрешности взаимодействия между МЧ оценки нестабильности частоты будут функциями от количества измерений в выборке N , интервала времени выборки τ_u и разности собственных значений резонансных частот a .

Дальнейшие исследования будут направлены на разработку метода измерения нестабильности частоты выходного сигнала МЧ с учетом погрешности взаимодействия.

Литература

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С.Шебшаевич, П.П.Дмитриев, Н.В. Иванцевич и др. – М.: Радио и связь, 1993. – 408 с.
2. Система синхронизации и единого времени наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами Украины / Макаренко Б.И., Кулишенко В.Ф. и др. // Космічна наука і технологія. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 107 – 113.
3. Кварцевые и квантовые меры частоты / Е.Н. Базаров, Н.А. Демидов, Е.Т. Жуков и др.; под ред. Б.И. Макаренко. – МО СССР, 1989. – 536 с.
4. Євдокименко Ю.І., Хижняк В.В. Про систематичну складову похибки визначення дійсного значення частоти методом звірень за допомогою компаратора // Зб. наук. праць ІЕД. – К.: ІЕД НАН України. – 2000. – № 3. – С. 213 – 217.
5. Евдокименко Ю.И., Нарезний А.П. Оценка погрешностей определения стохастических характеристик группы мер частоты и времени при их взаимных сличениях // Радиоэлектроника и информатика. – 1997. – № 1. – С. 37 – 39.
6. Кудряшова Ж.Ф. Определение метрологических характеристик сличением средств измерений одного уровня точности // Измерительная техника. – 1991. – № 3. – С. 3 – 5.
7. Марчук Г.И. Методы вычислительной математики. – М.: Наука, 1980. – 536 с.
8. Самарский А.А. Введение в теорию разностных схем. – М.: Наука, 1971. – 552 с.
9. Основні метрологічні характеристики мір часу і частоти / О.С. Клейман, Г.С. Сидоренко, В.С. Соловйов, О.О. Ткачук // Український метрологічний журнал. – 1997. – Вип. 2. – С. 8 – 9.

Поступила в редакцию 3.07.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.Ф. Купченко, Харьковский университет Воздушных Сил, Харьков.

УДК 389:681.2-501.72.004.15

В.Н. ЧИНКОВ¹, В.С. СПРЕННЕ²

¹*Харьковский университет Воздушных Сил, Украина*

²*Войсковая часть А0785, Украина*

СИСТЕМА ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПОДВИЖНЫХ ЛАБОРАТОРИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ТЕХНИКИ

Предложена система показателей эффективности применения подвижных лабораторий измерительной техники для метрологического обслуживания парка войсковой измерительной техники. Она позволяет известными методами математического моделирования реализовать оценивание эффективности применения подвижных лабораторий измерительной техники.

система, показатель, эффективность, оценка, подвижная лаборатория измерительной техники, парк, войсковое средство измерительной техники

Введение

Постановка проблемы. Эффективность метрологического обслуживания (МлОб) войсковой измерительной техники (ВИТ) существенно влияет как на готовность к применению авиационной техники и наземного оборудования в целом, так и на достоверность и своевременность измерения их параметров в частности.

Повышение эффективности МлОб невозможно без его анализа по определенным показателям. Именно получение количественных оценок или хотя бы оценочных суждений об эффективности МлОб является основой совершенствования (оптимального синтеза) технических средств метрологического обслуживания ВИТ – подвижных лабораторий измерительной техники (ПЛИТ). В качестве меры эффективности используют различные частные и комплексные показатели эффективности (ПЭ). Учет при обосновании ПЭ всех наиболее важных свойств функционирования ПЛИТ – гарантия повышения достоверности оценки их эффективности.

Эффективность МлОб парка ВИТ с помощью ПЛИТ в условиях оптимальных стратегий МлОб соответствует потенциальной эффективности приме-

нения ПЛИТ. Поэтому в дальнейшем под эффективностью применения ПЛИТ понимается потенциальная эффективность.

Анализ публикаций. В работах [1, 2] подробно описаны требования, предъявляемые к ПЭ технических средств МлОб, однако на практике все эти требования часто не выполняются [3], так как не используется системный подход к исследованию эффективности МлОб ВИТ. В частности, «механическое» использование ПЭ системы метрологического обеспечения [3, 4] для описания ПЛИТ дает очень грубые результаты оценки эффективности из-за того, что не учитываются специфические особенности ПЛИТ и не полно отражаются их свойства. Попытки описать целевой эффект функционирования сложных технических систем, для которых не формализованы их эмергентные свойства, показателями типа «производительность, продуктивность» приводят к нарушению вышеупомянутых требований к ПЭ и дают оценки, не имеющие физического смысла (например, ПЛИТ поверяет до 10 войсковых средств измерительной техники (ВСИТ) в час). Данная оценка не дает информации ни о номенклатуре обслуживаемых ПЛИТ ВСИТ, ни о количестве ВСИТ

каждого типа поверяемых ПЛИТ за час. Она не характеризует и качество МлОб ВСИТ.

Отсутствие в настоящее время обобщенного показателя эффективности применения ПЛИТ (существует лишь концептуальный подход [5]) выдвигает необходимость разработки системы ПЭ, так как ПЛИТ – это сложная техническая система, для которой на различных уровнях ее исследования наиболее важными являются разные группы свойств.

Цель статьи. Разработка системы показателей применения ПЛИТ для метрологического обслуживания парка ВИТ группировки войск.

Основная часть

Применение ПЛИТ для МлОб парка ВИТ является сложным процессом, характеризующимся множеством свойств ПЛИТ (обслуживающей системы) и парка ВИТ (объекта МлОб), а также стратегиями МлОб.

При разработке ПЭ используется метод декомпозиции и структурирования общей задачи оценки эффективности на частные задачи, то есть можно говорить о разработке системы показателей эффективности.

Предлагается три уровня декомпозиции общей задачи на три задачи оценки эффективности применения ПЛИТ для МлОб парка ВИТ группировки войск (региона), парка ВИТ войсковой части (ВЧ) и типа ВСИТ.

На 1-м уровне декомпозиции в качестве объекта МлОб рассматривается парк ВИТ региона, как совокупность парков ВИТ территориально-разнесенных ВЧ. ПЛИТ рассматривается как система, состоящая из четырех подсистем: транспортной, метрологического обслуживания, подготовки к работе, личного состава. Стратегией МлОб является оптимальный маршрут объезда ВЧ [6, 7].

На 2-м уровне декомпозиции в качестве объекта МлОб рассматривается парк ВИТ ВЧ как совокупность ВСИТ, характеризующая номенклатурой типов

и количеством ВСИТ. ПЛИТ рассматривается как многоканальная система, где каналы – это рабочие места ПЛИТ. Стратегией МлОб является оптимальный график поступления ВСИТ на обслуживание [6].

Для 3-го уровня объектом МлОб является тип ВСИТ, а обслуживающая система – это рабочие эталоны и вспомогательное оборудование, используемые для МлОб этого типа ВСИТ. Стратегией МлОб является способ эксплуатации ВСИТ, исключающий влияние сроков приезда ПЛИТ в ВЧ для обслуживания типа ВСИТ, т.е. влияние явных отказов ВСИТ на их готовность к применению по назначению [8].

Для структурирования обобщенного ПЭ на частные по уровням декомпозиции задачи и частных ПЭ на единичные ПЭ проведен анализ соответствия свойств ПЛИТ и парка ВИТ уровням декомпозиции задачи и составляющим эффективности – результативности, оперативности и экономичности МлОб. Результатом анализа стала таблица соответствия (табл. 1).

Таблица 1
Соответствие свойств ПЛИТ и парка ВИТ
уровням декомпозиции задачи
и составляющим эффективности

Уровни декомпозиции задачи	Свойства исследуемых объектов		
	Парк ВИТ	ПЛИТ	
УРОВЕНЬ 1	Готовность парков ВИТ воинских частей к применению по назначению – процент обслуженных воинских частей	Суммарная длительность работы подсистем ПЛИТ: метрологического обслуживания; транспортной; подготовки к работе; личного состава	Стоимость суммарных затрат подсистем ПЛИТ: метрологического обслуживания; транспортной; подготовки к работе; личного состава
УРОВЕНЬ 2	Готовность парка ВИТ воинской части к применению по назначению – процент обслуженных типов ВСИТ	Длительности свертывания и развертывания ПЛИТ; длительности функционирования рабочих мест ПЛИТ	Стоимость суммарных затрат на: свертывание и развертывание ПЛИТ; функционирование рабочих мест ПЛИТ
УРОВЕНЬ 3	Готовность типа ВСИТ к применению по назначению в результате его метрологического обслуживания	Длительность метрологического обслуживания типа ВСИТ	Стоимость затрат на метрологическое обслуживание типа ВСИТ
	Результативность	Оперативность	Экономичность
	Составляющие эффективности		

Применение ПЛИТ для МлОб – это процесс, имеющий стохастическую природу и характеризую-

щийся вектором параметров. Отсюда задача оценки эффективности применения ПЛИТ для МлОб парка ВИТ – это задача оценки эффективности по векторному показателю в условиях стохастической неопределенности (поведенческой неопределенностью персонала ПЛИТ можно пренебречь из-за строгой регламентации его деятельности руководящими и нормативными документами).

Обобщенный ПЭ МлОб парка ВИТ должен быть комплексным показателем, так как эффективность применения ПЛИТ, как обслуживающей системы, характеризуется готовностью парка ВИТ к применению по результатам МлОб (целевой эффект) при понесенных временных и экономических затратах (побочные эффекты). Математически обобщенный ПЭ описывается формулой

$$W = f\left(\langle K_z, t_{об}, C_{об} \rangle; \langle K_z^{mp}, t_{об}^{\partial}, C_{об}^{\partial} \rangle\right), \quad (1)$$

где f – функция соответствия вектора результата вектору цели;

K_z, K_z^{mp} – реальный и требуемый коэффициенты готовности парка ВИТ к применению, характеризующие результативность МлОб;

$t_{об}, t_{об}^{\partial}$ – реальное и допустимое время МлОб парка ВИТ, характеризующие оперативность МлОб;

$C_{об}, C_{об}^{\partial}$ – реальная и допустимая стоимости затрат на МлОб парка ВИТ, характеризующие экономичность МлОб.

Проведенная декомпозиция задачи позволяет говорить о необходимости разработки системы показателей эффективности применения ПЛИТ, которая должна обеспечить оценку эффективности на математических моделях известными математическими методами. Методы оценки эффективности по векторному показателю имеют существенные ограничения, налагаемые теоремой Парретто [9], неприемлемые для оценки эффективности применения ПЛИТ, так как составляющие обобщенного ПЭ (1) зависят

друг от друга. Способом преодоления этого противоречия является скаляризация ПЭ и выбор функции соответствия [9].

Из известных методов скаляризации выбран метод главного показателя, так как задачу оценки эффективности можно описать стоимостью затрат $C_{об}$ на МлОб парка ВИТ при обеспечении требуемой готовности K_z^{mp} парка ВИТ к применению путем проведения его МлОб за допустимое время $t_{об}^{\partial}$.

Предлагаемая система показателей эффективности изображена на рис. 1.

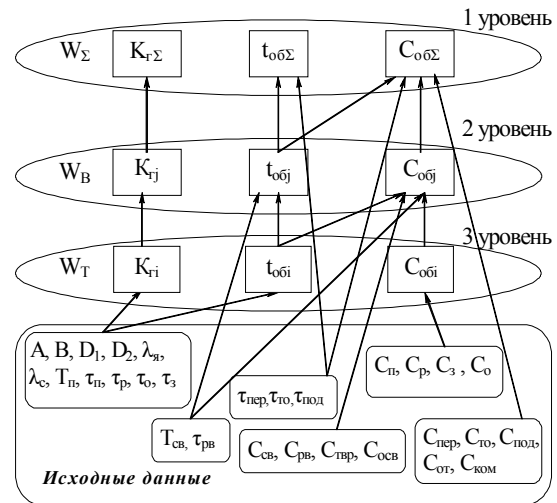


Рис. 1. Система показателей эффективности применения ПЛИТ для МлОб парка ВИТ

На рис. 1 обозначено:

$T_n, \lambda_{я}, \lambda_{с}$ – периодичность проверки (калибровки), интенсивности явного и скрытого отказа ВСИТ соответственно;

D_1, D_2, A, B – априорные вероятности соответственно признания работоспособного ВСИТ пригодным к применению, неработоспособного ВСИТ непригодным к применению и ошибки проверки (калибровки) I-го и II-го рода;

$\tau_n, \tau_p, \tau_o, \tau_z, C_n, C_p, C_o, C_z$ – удельные стоимости затрат и длительности проверки (калибровки), ремонта, обмена и замены неисправного ВСИТ соответственно;

$\tau_{pв}, \tau_{св}, C_{pв}, C_{св}$ – длительности и стоимости затрат на развертывание и свертывание ПЛИТ соответственно;

$\tau_{пер}, \tau_{то}, \tau_{под}$ – суммарное время, потраченное на перемещения ПЛИТ в каждую воинскую часть по одному разу и время на техническое обслуживание и подготовку к выезду ПЛИТ соответственно;

$C_{тер}, C_{осв}, C_{пер}, C_{то}, C_{под}, C_{от}, C_{ком}$ – стоимости затрат соответственно на поддержание температурно-влажностного режима, освещение, перемещения, техническое обслуживание, подготовку и обучение, оплату труда и командировки обслуживающего персонала ПЛИТ в единицу времени соответственно;

$K_{с\sum}, K_{сj}, K_{сi}, t_{об\sum}, t_{обj}, t_{оби}$ – коэффициенты готовности и длительность МлОб парков ВИТ группировки войск, j -й войсковой части и i -го типа ВСИТ соответственно;

$C_{об\sum}, C_{обj}, C_{оби}$ – стоимости затрат на МлОб парков ВИТ группировки войск, j -й воинской части и i -го типа ВСИТ соответственно;

$W_{\sum}, W_{с}, W_m$ – показатели эффективности применения ПЛИТ для МлОб парков ВИТ группировки войск, воинской части и типа ВСИТ соответственно.

Частный показатель эффективности W_m применения ПЛИТ для МлОб i -го типа ВСИТ (3 уровень декомпозиции) описывается выражением:

$$W_m = M[C_{оби}], \text{ при } K_{сi} \geq K_{сi}^{mp}, t_{оби} \leq t_{оби}^{\partial}, \quad (2)$$

где $i = \overline{1, n}$, n – количество типов ВСИТ в обслуживаемой группировке войск; $M[\]$ – знак математического ожидания.

Показатель эффективности $W_{с}$ применения ПЛИТ для МлОб парка ВИТ j -й воинской части (2 уровень декомпозиции) выражается формулой

$$W_{с} = M[C_{обj}] = M\left[\sum_k C_{kj} + C_{св} + C_{pв} + C_{тер} + C_{осв}\right], \quad (3)$$

$$\text{при } K_{сj} \geq K_{сj}^{mp}, t_{обj} \leq t_{обj}^{\partial},$$

где τ_k, C_k – суммарные длительность работы и стоимость затрат k -го рабочего места на МлОб парка ВИТ j -й войсковой части соответственно, а $K_{сj}$ выражается соотношением

$$K_{сj} = \frac{\sum_i m_{ij}}{\sum_i n_{ij}}, \quad (4)$$

где m_{ij}, n_{ij} – количество ВСИТ i -го типа j -й воинской части, удовлетворяющих неравенству (2), и общее количество ВСИТ воинской части соответственно.

Обобщенный показатель эффективности $W_{\sum}$ применения ПЛИТ для МлОб парка ВИТ региона (1 уровень декомпозиции) представим неравенством

$$W_{\sum} = M[C_{об\sum}] = M\left[\sum_{\ell} C_{\ell}\right], \quad (5)$$

$$\text{при } K_{с\sum} \geq K_{с\sum}^{mp}, t_{об\sum} \leq t_{об\sum}^{\partial},$$

где C_{ℓ} – стоимости затрат подсистем ПЛИТ на МлОб парка ВИТ региона, $\ell = \overline{1, 4}$ – номера подсистем: метрологического обслуживания, транспортной, подготовки к работе, личного состава, а $K_{с\sum}$ рассчитывается по формуле

$$K_{с\sum} = \frac{\sum_j K_{сj}}{\sum_{i,j} n_{ij}}. \quad (6)$$

Результирующие значения ПЭ более низкого уровня декомпозиции служат исходными данными – формула (2), для более высокого уровня – формула (3). При разработке системы показателей эффективности целевого применения ПЛИТ реализованы

принципы стохастического детерминизма и последовательного снятия неопределенности за счет перехода от стохастических исходных данных к их математическим ожиданиям – формулы (2), (3), (4).

Выводы

Впервые предложена система показателей эффективности применения ПЛИТ при МлОб парка ВИТ, которая позволяет методами математического моделирования реализовать оценивание эффективности применения ПЛИТ [8]. Она соответствует общим требованиям, предъявляемым к ПЭ:

- показатели эффективности всех уровней одинаковы по форме и имеют одинаковую размерность;
- ПЭ имеют ясный физический смысл;
- ПЭ каждого уровня декомпозиции учитывают особенности ПЛИТ, характерные для рассмотренных выше частных задач оценки эффективности.

Перспективой дальнейших исследований является математическое моделирование процесса применения ПЛИТ для МлОб парка ВИТ на основе разработанной системы показателей эффективности, а также разработка методики оценивания эффективности применения ПЛИТ, которая описывает процесс оценивания от сбора и подготовки исходных данных до получения количественных оценок эффективности.

Литература

1. Оценка эффективности и параметрический синтез метрологического обеспечения радиоаппаратуры. – М.: МО СССР, 1984. – 386 с.
2. Чумаков Н.М., Серебряный Е.И. Оценка эффективности технических устройств. – М.: Сов. радио, 1980. – 192 с.
3. Крещук В.В. Метрологическое обеспечение эксплуатации сложных изделий. – М.: Изд-во

стандартов, 1989. – 200 с. Морозов О.О. Оцінка ефективності системи метрологічного забезпечення // Системи обробки інформації. – Х.: ХФВ "Транспорт України". – 2001. – Вип. 1 (11). – С. 115 – 119.

4. Нудьга А.П. Обобщенный показатель эффективности средств измерений и контроля одиночного образца // Системи обробки інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2000. – Вип. 2 (88). – С. 43 – 45.

5. Флорин А.П., Яковлев М.Ю. Обобщенный показатель эффективности метрологических операций и методика его оценки // Системи обробки інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2000. – Вип. 1 (7). – С. 10 – 13.

6. Морозов А.А., Чернов А.Б. Оптимизация планов использования подвижных метрологических лабораторий // Системи обробки інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2000. – Вип. 2 (8). – С. 30 – 33.

7. Науменко А.Н., Дергачов К.Ю. О возможности решения задачи планирования маршрутов движения для двух транспортных агрегатов // Системи обробки інформації. – Х.: ХФВ "Транспорт України". – 2001. – Вип. 1 (11). – С. 70 – 72.

8. Спренне В.С. Математическая модель операции метрологического обслуживания единичного объекта // Системи обробки інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2000. – Вип. 1 (7). – С. 21 – 25.

9. Надежность и эффективность в технике: Справочник: В 10 т. / Ред. совет: В.С. Авдеевский (пред.) и др. – М.: Машиностроение, 1988. – Т.3: Эффективность технических систем / Под общ. ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крючкова. – 328 с.

Поступила в редакцию 5.07.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.Ф. Купченко, Харьковский университет Воздушных Сил, Харьков.

УДК 001.89

М.А. ЛАТКИН, А.В. ЕФРЕМОВА, И.В. ЧУМАЧЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ИДЕНТИФИКАЦИЯ РИСКОВ НА ЭТАПАХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ПРОЕКТА**

В статье рассмотрены проблемы классификации рисков на начальных стадиях жизненного цикла проекта. Сформированы основные группы проектных рисков, предложена их идентификация, формализация с помощью вероятностного подхода. Это позволяет структурировать типовые риски проекта, проводить их качественный и количественный анализ, моделировать различные сценарии реализации проекта с учетом неблагоприятных событий.

управление проектами, жизненный цикл проекта, проектные риски, идентификация рисков**Введение**

В своей деятельности научные и производственные предприятия аэрокосмической отрасли Украины все чаще применяют подходы, принципы управления проектами. Крупные международные проекты, связанные с созданием новых образцов авиационной техники, требуют усилий многих предприятий, больших затрат ресурсов, времени, финансовых средств. Очевидно, для достижения целей и результатов таких проектов с минимальными издержками необходимо учитывать рисковые события, которые обусловлены неточностью исходной информации, изменчивой внешней и внутренней средой проекта.

Таким образом, разработка моделей, методов структурирования, анализа, оценки и управления рисками проекта на этапах его жизненного цикла имеет важное практическое значение для развития аэрокосмической отрасли Украины.

Жизненный цикл проекта является базовым понятием для исследования проблем реализации проекта, финансирования его работ, принятия решений о целесообразности инвестиций, детализации структуры проекта.

Сейчас не существует единого подхода к разделению процесса реализации проекта на составные элементы. Это объясняется особенностями подходов

различных участников проекта (заказчик, инвестор, руководитель проекта, исполнитель) к его разделению на важнейшие точки, которые позволяют планировать, контролировать, корректировать реализацию проекта [1].

Наиболее часто жизненный цикл проекта разделяют на следующие фазы и стадии: прединвестиционная фаза; инвестиционная фаза; эксплуатационная фаза; завершение проекта [2].

В процессе реализации проекта могут возникнуть различные риски, которые необходимо предусмотреть при планировании, и которыми необходимо управлять в ходе выполнения проекта. Основные процессы управления рисками в проекте, их взаимосвязь с другими предметными областями и процессами проекта подробно представлены в общепринятых международных стандартах [3].

Анализ существующих публикаций в рамках выделенной проблемы позволяет сделать следующие выводы:

- существуют стандарты, технологии организационного управления проектами;
- обязательная предварительная оценка эффективности и рисков проекта для принятия решения о начале его выполнения;
- применение моделирования, статистических и экспертных методов при формировании плана проекта.

В качестве нерешенных частей рассматриваемой проблемной области можно выделить следующее:

- не существует общепринятого представления жизненного цикла проекта;
- отсутствует достаточно четкое описание типовых рисков проекта;
- не разработана удобная классификация рисков проекта по наиболее важным признакам;
- нет единого методологического подхода к формализации основных внешних и внутренних проектных рисков.

Таким образом, определение перечня, классификации, формализации основных проектных рисков для последующего качественного и количественного анализа, предупреждения возникновения неблагоприятных событий, реагирования на их появление, повышения эффективности и качества процессов планирования, контроля выполнения проекта является **актуальной научно-прикладной проблемой**.

Постановка задачи

Целью данной публикации является дальнейшее совершенствование процессов идентификации рисков в проекте для последующей разработки мероприятий реагирования на неблагоприятные события.

Риски на этапах жизненного цикла проекта можно классифицировать по многим признакам, которые позволяют:

- привлекать различных специалистов по анализу и управлению рисками;
- определять угрозы окружающей и внутренней среды реализации проекта;
- оценить последствия принятых решений и рисков для дальнейшего выполнения проекта;
- выделять неблагоприятные события, характерные для всего периода проекта или для какого-то отдельного его этапа.

Таким образом, для предварительного анализа, оценки, разработки мероприятий управления риска-

ми проекта предлагается структурировать их на внешние ($R_{внеш}$) и внутренние ($R_{внут}$):

$$R_{пр} = f(R_{внеш}, R_{внут}).$$

Внешние риски анализируются и оцениваются на начальных стадиях жизненного цикла проекта, учитываются при его планировании (разработка альтернативных стратегий), контролируются на протяжении всего проекта, могут быть причиной других типовых рисков проекта, влияют на возможность реализации проекта, принятия решения о его продолжении или отказе.

Внутренние риски анализируются и оцениваются на начальных стадиях жизненного цикла проекта, учитываются при его планировании (методы реагирования, управления рисками), характерны для определенной стадии проекта, могут быть причиной последующих рисков, влияют на принятие решения о продолжении проекта или отказе.

Большинство рисков проекта являются комплексными, т.е. причинами их возникновения является множество неблагоприятных событий, последствия одних рисков могут привести к последующим рискам.

Поэтому можно предложить следующие правила построения причинно-следственных связей между рисками проекта:

$$\{Pr_1, \dots, Pr_n\} \rightarrow R_j;$$

$$R_j \rightarrow \{Посл_1, \dots, Посл_n\};$$

$$R_j \rightarrow \{Посл_1, \dots, Посл_n\} \rightarrow R_{j+1},$$

где $\{Pr_1, \dots, Pr_n\}$ – вероятные причины j -го риска проекта; $\{Посл_1, \dots, Посл_n\}$ – возможные последствия j -го риска проекта.

Пример причинно-следственных связей внутренних рисков проекта приведен на рис. 1, где риск превышения C , T , K – риск превышения стоимости, длительности, низкого качества работ проекта соответственно.

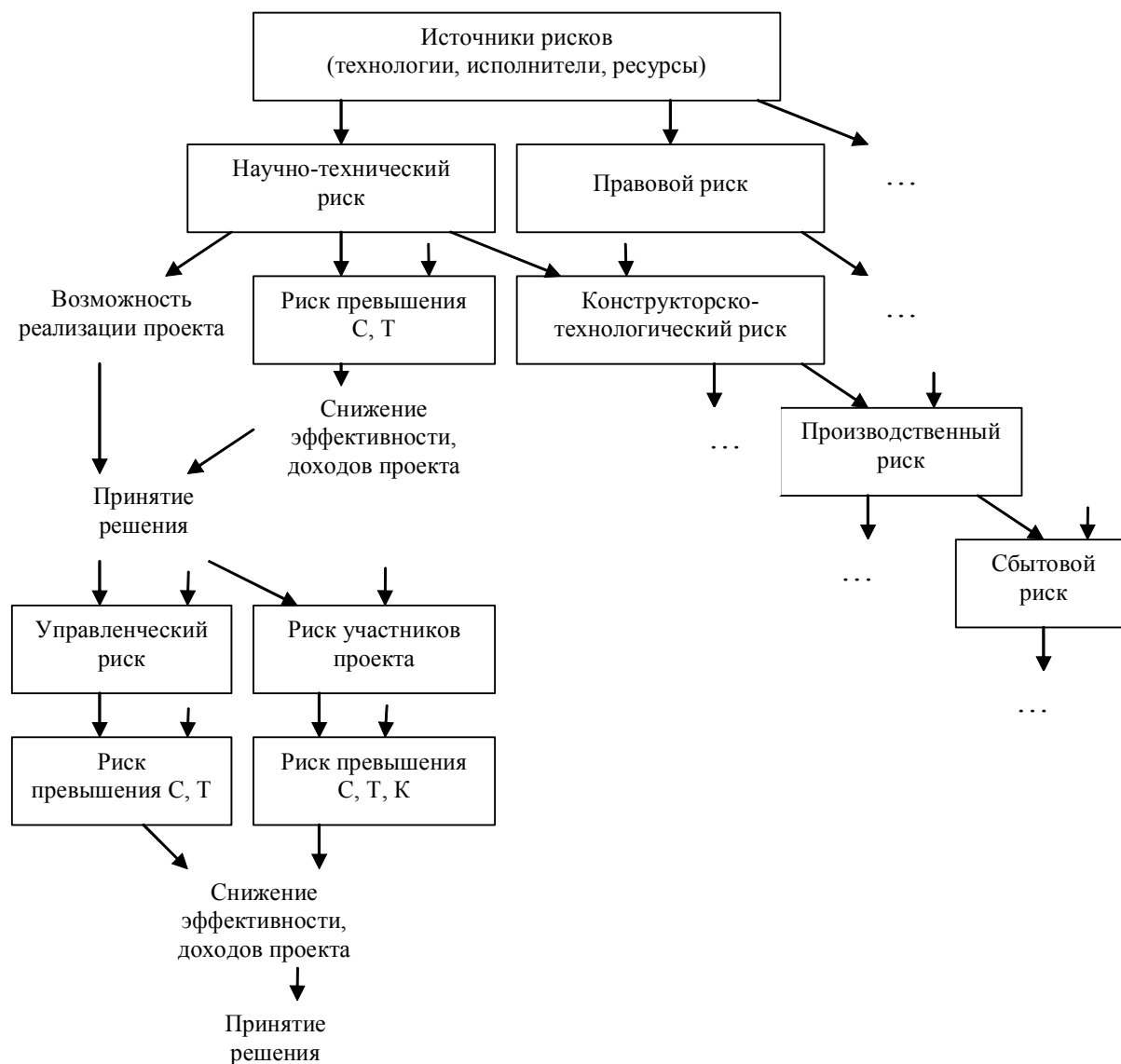


Рис. 1. Причинно-следственные связи внутренних рисков проекта

Идентификация внутренних рисков проекта

В качестве источников, признаков внутренних рисков обычно выделяют следующие:

- технологии (основной деятельности, управления);
- исполнители, персонал (репутация, квалификация, опыт);
- ресурсы, техника, оборудование (достаточ-

ность, качество, износ, состояние).

Основными последствиями внутренних рисков проекта являются: невозможность технической, технологической, организационной, маркетинговой реализации проекта, затраты на ликвидацию ущерба от риска, снижение экономической эффективности проекта, отказ от него.

Идентификация внутренних рисков инвестиционной фазы проекта приведена в табл. 1.

Таблица 1

Идентификация внутренних проектных рисков

Риск	Возможные причины	Вероятные последствия
Научно-технический	1. Ошибки в техническом анализе проекта. 2. Уровень научного потенциала исполнителя (квалификация и опыт персонала). 3. Уровень применяемых технологий, оборудования. 4. Имеющийся научный задел по проекту. 5. Перспективность научно-технических решений	1. Невозможность осуществления проекта. 2. Увеличение затрат на проектирование, стоимости проекта. 3. Увеличение сроков выполнения проекта. 4. Низкое качество продукта проекта. 5. Уменьшение периода эксплуатации проекта. 6. Снижение эффективности, заинтересованности в проекте, отказ от него. 7. Снижение производства продукции. 8. Снижение доходов от эксплуатации проекта. 9. Ошибки выбора технологии продукта проекта
Конструкторский и технологический	1. Ошибки в техническом и технологическом анализе проекта. 2. Новизна предлагаемых производственных технологий. 3. Уровень квалификации и опыта разработчиков, производственного персонала. 4. Перспективность конструкторских, технологических решений	1. Невозможность осуществления проекта. 2. Увеличение затрат на подготовку производства, стоимости проекта. 3. Увеличение сроков выполнения проекта. 4. Низкое качество функционирования объекта проекта. 5. Уменьшение периода эксплуатации проекта. 6. Снижение эффективности, заинтересованности в проекте, отказ от него. 7. Снижение доходов от эксплуатации проекта
Управленческий	1. Ошибки в организационном анализе проекта. 2. Уровень квалификации и опыта управленческого персонала. 3. Уровень организации процессов управления и бизнес-процессов. 4. Применяемые технологии, средства, методы в управлении. 5. Уровень производительности и конкурентоспособности организации. 6. Тип организационной структуры, ее соответствие проекту	1. Невозможность осуществления проекта. 2. Увеличение затрат на управление, стоимости проекта. 3. Увеличение сроков выполнения проекта. 4. Уменьшение периода эксплуатации проекта. 5. Снижение прибыли, доходов от эксплуатации проекта. 6. Снижение эффективности, заинтересованности в проекте

Заключение

Предложенная идентификация проектных рисков позволяет усовершенствовать существующие технологии управления проектами и рисками. Это дает возможность сформировать перечень типовых рисков для конкретного проекта, классифицировать неблагоприятные события, предложить формализованное представление процесса реализации проекта с учетом принятых решений и рисков.

Таким образом, руководитель проекта получает средства и инструментарий, которые позволяют осуществлять мониторинг, реагирование на риски по всем этапам жизненного цикла проекта.

Литература

1. Кобиляцкий Л.С. Управління проектами: Навч. посібник – К.: МАУП, 2002. – 200 с.
2. Верба В.А., Загородніх О.А. Проектний аналіз: Підручник. – К.: КНЕУ, 2000. – 322 с.
3. Бушуєв С.Д. Керівництво з питань проектного менеджменту. – К.: Українська асоціація управління проектами, 1999. – 197 с.

Поступила в редакцию 11.07.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.М. Вартанян, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 681.311

О.Е. ФЕДОРОВИЧ, С.С. ПЛОХОВ

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

РИСКОРИЕНТИРОВАННЫЙ ПОДХОД К СОЗДАНИЮ ИНФОРМАЦИОННЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМ НА БАЗЕ КОМПОНЕНТ ПОВТОРНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

Предлагается рискориентированный подход для анализа множества вариантов проектируемых ИУС. Для создания ИУС активно используются компоненты повторного использования. Вводится понятие риска «нового» и осуществляется его оценка. Для перечисления множества вариантов ИУС использована теория перечисления Пойа и Де Брейна.

компоненты повторного использования, рискориентированный подход к созданию сложных систем, перечисление множества вариантов проектируемых систем

Введение

При проектировании сложных (многоуровневых, распределенных, корпоративных и т.д.) информационных управляющих систем (ИУС) все больше используются аппаратно-программные компоненты, которые зарекомендовали себя в прежних разработках и поэтому могут быть привлечены в новые проекты путем адаптации и минимальной модификации. В проектных организациях создаются команды разработчиков, которые занимаются внедрением компонент повторного использования (КПИ), их унификацией, адаптацией и модификацией к новым проектам [1]. Очевидно, что риск, связанный с использованием новых элементов в проектах ИУС (назовем его риском «нового»), зависит от того, насколько эффективно и в каком количестве будут привлечены КПИ в новый проект. Отсюда вытекает актуальность проблемы анализа риска «нового» при построении ИУС на базе КПИ.

Постановка задачи. В данной работе проводится множественный анализ вариантов ИУС проектируемых на базе КПИ с рискориентированной оценкой каждого варианта. Компонентно-ориентированный состав ИУС, параллелизм и асинхронность при обработке отдельных программ контроля и управле-

ния, универсальность и специализация аппаратно-программных компонент приводит к тому, что обработка информации для одного и того же контролируемого процесса может осуществляться разнообразными сочетаниями способов, так что непосредственный анализ и сравнение вариантов разрабатываемой ИУС вручную становится труднодоступным. Поэтому актуальны методы, позволяющие автоматизировать формирование множества вариантов архитектуры ИУС, построенных на основе КПИ, проанализировать полученные варианты и оценить риск создания ИУС для каждого варианта.

Метод решения

Рассмотрим многослойную детализацию состава ИУС. Пусть определено число уровней детализации и выполняется условие $r_1 \leq r_1 \leq \dots \leq r_Q$, где r_i – максимально допустимое количество элементов i -го уровня $i = \overline{1, Q}$. Для начальных стадий проектирования ИУС известен возможный состав только компонент (модулей) самого нижнего Q -го уровня (обычно они являются КПИ). Обозначим это как $r_Q = n_Q$, где $n_Q = |B^Q|$, B^Q – множество исходных модулей

Q -го уровня детализации ИУС; $\sum_{\mu=1}^{l_Q} P_{\mu Q} = n_Q$; $P_{\mu Q}$ –

число элементов μ -го типа Q -го уровня, а элементы $(Q - 1)$ -го уровня образуются из элементов Q -го уровня путем отображения множества B^Q в R^{Q-1} , где R^{Q-1} – множество мест в компонентной архитектуре ИУС для элементов $(Q - 1)$ -го уровня, $r_{Q-1} = |R^{Q-1}|$.

Множество составов $(Q - 1)$ -го уровня является множеством всех отображений B^Q в R^{Q-1} .

Осуществляя процесс последовательных отображений множества элементов i -го уровня в множество элементов $(i - 1)$ -го уровня, получим множество составов ИУС для всех уровней детализации. Возможен случай использования компонент не только на нижнем Q -м уровне. Поэтому необходимо учитывать наличие этих дополнительных элементов. Для i -го уровня: $r_i = r_i' + n_i$, где n_i – число готовых компонент (КПИ) i -го уровня; r_i' – число новых компонент i -го уровня, которые формируются из модулей (новых и КПИ) $i + 1, i + 2, \dots$ уровней.

Рассмотрим декомпозицию архитектуры ИУС. Пусть известна конфигурация структурных связей между элементами на каждом уровне декомпозиции ИУС. Представим эти связи в виде графа $G^i, i = \overline{1, Q}$, который является объединением подграфов

$$G^i = \bigcup_{ji} G_{ji}^i,$$

где G_{ji}^i – j -й подграф i -го уровня.

Задан состав элементов на Q -м уровне. Необходимо получить все варианты многоуровневой компонентной архитектуры ИУС.

Отобразим множество элементов B^Q в множество вершин графа G^Q таким образом, чтобы в каждой вершине графов было по одному элементу множества B^Q . Множество таких отображений определяет множество вариантов архитектуры T^Q для Q -го уровня декомпозиции ИУС. В результате получим множество помеченных подграфов M_{B^Q} , для каждого варианта отображений $t_{B^Q} \in T^Q$. Далее отображим множество вершин графа G^{Q-1} во множество M_{B^Q} для всех t_{B^Q} . Осуществляя процесс последовательных отображений, получим все варианты многоуровневой архитектуры ИУС.

Возможен случай наличия множеств исходных элементов, из которых конструируются компоненты ИУС, на нескольких уровнях декомпозиции. Поэтому при отображениях необходимо учитывать множества помеченных подграфов M_{B^i} и множество исходных элементов $B^i, i = \overline{1, Q}$.

Модульность является обязательным атрибутом компонентно-ориентированных ИУС. Благодаря модульности обеспечивается стандартизация разработки связей, разнообразие архитектуры ИУС, возможность наращивания, перестройка на новые предметные области. В настоящее время существуют самые различные типы аппаратно-программных модулей в составе компонент ИУС: модули обработки, модули управления, модули интерфейса, модули связи с другими системами и т.д. Поэтому при проектировании разработчик имеет дело с множеством возможных вариантов ИУС. Проведем комбинаторный анализ компонентной архитектуры ИУС с использованием основных положений теории перечисления Пойа и Де Брейна [2].

Пусть многоуровневый состав ИУС образуется на основе объединения аппаратно-программных модулей в подсистемы (ПС), а ПС – в ИУС. Исходное множество аппаратно-программных модулей разобьем на три вида: компоненты повторного использования (КПИ); КПИ, которые необходимо модифицировать в рамках конкретного проекта ИУС (МКПИ); новые модули, которые необходимо разработать (НМ).

На основе мнений экспертов, а также с учетом опыта создания аппаратно-программных модулей, можно оценить риск использования каждого вида модулей при создании ИУС: α_1 – риск, связанный с использованием КПИ. Так как он минимальный, то $\alpha_1 \rightarrow 0$; α_2 – риск, связанный с модификацией КПИ и использованием МКПИ. В этом случае $0 < \alpha_2 \leq 0,5$; α_3 – риск, связанный с созданием и использованием новых модулей (он будет максимальным: $0,5 \leq \alpha_3 < 1$).

Вероятность создания ИУС с использованием каждого вида модулей будет соответственно равна:

$$\begin{aligned} P_{\alpha_1} &= 1 - \alpha_1, & (P_{\alpha_1} \rightarrow 1); \\ P_{\alpha_2} &= 1 - \alpha_2, & (0,5 \leq P_{\alpha_2} < 1); \\ P_{\alpha_3} &= 1 - \alpha_3, & (0 < P_{\alpha_3} \leq 0,5). \end{aligned}$$

Вероятность создания j -й подсистемы ИУС, состоящей из n_j различных модулей равна

$$P_j = P_{j_1} \cdot P_{j_2} \cdot \dots \cdot P_{n_j} = \prod_{k_j=1}^{n_j} P_{k_j},$$

где $P_{k_j} \in (P_{\alpha_1}, P_{\alpha_2}, P_{\alpha_3})$, $k_j = \overline{1, n_j}$.

Кроме риска использования модулей различного вида, введем риск, связанный с процессами интеграции компонент при создании каждой j -й подсистемы – $\alpha_{\Sigma j}$. Очевидно, что его величина зависит от того, насколько используются при создании ИУС различные виды компонент (КПИ, МКПИ, НМ), а также от общего количества модулей n_j в подсистеме. Соответственно, вероятность удачной интеграции j -й подсистемы будет равна $P_{\Sigma j} = 1 - \alpha_{\Sigma j}$.

Тогда вероятность создания j -й ПС ИУС, состоящей из n_j модулей, с учетом интеграции компонент,

$$P_j^* = P_{\Sigma j} \cdot P_j = P_{\Sigma n_j} \prod_{k_j=1}^{n_j} P_{k_j}.$$

Общая вероятность создания ИУС из r подсистем с учетом интеграции в систему равна

$$\begin{aligned} P_{ИУС} &= P_{S_r} \cdot P_1^* \cdot P_2^* \cdot \dots \cdot P_r^* = P_{S_r} P_{\Sigma n_1} \prod_{k_1=1}^{n_1} P_{k_1} \times \\ &\times P_{\Sigma n_2} \prod_{k_2=1}^{n_2} P_{k_2} \times \dots \times P_{\Sigma n_r} \prod_{k_r=1}^{n_r} P_{k_r} = P_{S_r} \prod_{j=1}^r (P_{n_j} \prod_{k_j=1}^{n_j} P_{k_j}), \end{aligned}$$

где P_{S_r} – вероятность интеграции всех r ПС в систему.

Пусть ИУС проектируется только из модулей одного вида (например, КПИ). Объединим модули в отдельные ПС. Обозначим число имеющихся модулей через n , а количество построенных с помощью КПИ подсистем – r . Из-за того, что модули одного вида (КПИ), возможна любая их перестановка в исходном множестве B . Таких перестановок – $n!$, поэтому на исходном множестве модулей действует симметрическая группа S_n . Множество модулей отобразим в множество ПС. Пусть нас интересует только состав ИУС без учета связей между отдельными ПС, потому на множестве ПС, которое обозначим

через R , $|R| = r$, также действует симметрическая группа S_r . Максимально возможное число ПС будет в случае $n = r$.

Допустим, необходимо найти всевозможные варианты построения ИУС на базе КПИ. Эта задача эквивалентна задаче разбиения числа n на не более, чем r частей. Тогда число вариантов [2] равно

$$\begin{aligned} K &= |H_R|^{-1} \sum_{h \in H_R} Z(H_B; \dots; \sum_{j/i} j C_i, \dots) = \\ &= \frac{1}{r!} \sum_{h \in S_r} Z(S_n; \dots; \sum_{j/i} j C_i, \dots), \end{aligned}$$

где $Z(H_B; \dots)$ – цикловой индекс группы подстановок H_B .

Для каждого i -го варианта ИУС, состоящей из r_i подсистем, построенного с помощью КПИ, можно оценить вероятность создания системы в виде:

$$\begin{aligned} P_{ИУС_i, КПИ} &= P_{S_{r_i}} \cdot P_{1_i}^* \cdot P_{2_i}^* \cdot \dots \cdot P_{r_i}^* = \\ &= P_{S_{r_i}} \cdot P_{\Sigma n_{1_i}} \cdot P_{\alpha_1}^{n_{1_i}} \cdot P_{\Sigma n_{2_i}} \cdot P_{\alpha_1}^{n_{2_i}} \cdot \dots \cdot P_{\Sigma n_{r_i}} \cdot P_{\alpha_1}^{n_{r_i}} = \\ &= P_{S_{r_i}} \prod_{k_i=1}^{n_{r_i}} P_{\Sigma n k_i} \cdot P_{\alpha_1}^{n_{1_i} + n_{2_i} + \dots + n_{r_i}}. \end{aligned}$$

По условию $n_{1_i} + n_{2_i} + \dots + n_{r_i} = n$, так как при создании ИУС используем все модули. Поэтому, вероятность создания i -го варианта ИУС, состоящей только из модулей КПИ, равна

$$P_{ИУС_i, КПИ} = P_{S_{r_i}} \prod_{k_i=1}^{n_{r_i}} P_{\Sigma n k_i} \cdot P_{\alpha_1}^n.$$

Аналогично получим вероятность создания i -го варианта ИУС, состоящего только из МКПИ:

$$P_{ИУС_i, МКПИ} = P_{S_{r_i}} \prod_{k_i=1}^{n_{r_i}} P_{\Sigma n k_i} \cdot P_{\alpha_2}^n.$$

Для создания ИУС только из новых модулей:

$$P_{ИУС_i, НМ} = P_{S_{r_i}} \prod_{k_i=1}^{n_{r_i}} P_{\Sigma n k_i} \cdot P_{\alpha_3}^n.$$

Определим количество вариантов состава ИУС при фиксированном числе ПС, $r \leq n$. Действие симметрической группы S_n на множестве B приводит к тому, что интересуемся только числом модулей. Поэтому отображение B в R можно заменить отображением R в множество $M = \{1, 2, \dots\}$ с ограничением

$$\sum_{K \in R} Y(K) = n,$$

где $Y(K)$ показывает, сколько модулей вошло в K -ую ПС (не менее одного).

Придадим элементам множества M веса $\varpi^1, \varpi^2, \varpi^3, \dots$ и будем искать классы эквивалентности с весом ϖ^n [2]:

$$Z(S_r; \varpi + \varpi^2 + \varpi^3 + \dots, \varpi^2 + \varpi^4 + \varpi^6 + \dots, \dots).$$

Необходимо найти коэффициент при ϖ^n в данном разложении.

Пусть ИУС строится из трех видов модулей (КПИ, МКПИ, НМ). Общее число модулей

$$n = \sum_{\mu=1}^3 P_{\mu}, \text{ где } P_{\mu} - \text{число модулей } \mu\text{-го типа.}$$

Тогда на исходном множестве модулей B действует сумма симметрических групп

$$H_B = S_{p_1} + S_{p_2} + S_{p_3},$$

а на множестве ПС действует, как и в предыдущем случае, — S_r . Допустим, необходимо определить всевозможные варианты построения ИУС. Тогда, в соответствии с [2], получим

$$\begin{aligned} K &= |H_R|^{-1} \sum_{h \in H_R} Z(H_B; \dots \sum_{j/i} jC_j) = \\ &= \frac{1}{r!} \sum_{h \in S_r} Z(S_{p_1} + S_{p_2} + S_{p_3}; \dots, \sum_{j/i} jC_j, \dots). \end{aligned}$$

По этой формуле можно найти количество вариантов ИУС, содержащей r и менее ПС.

Определим количество возможных вариантов построения ИУС при заданном числе ПС $r \leq n$. С помощью предыдущей формулы перечисляются варианты состава ИУС, начиная с r ПС и кончая одной. Если взять $r - 1$ ПС, то будем считать число вариантов для $r - 1, r - 2, \dots, 1$ ПС. Поэтому для определения числа вариантов состава ИУС с r ПС необходимо найти разность

$$\begin{aligned} K &= K_r - K_{r-1} = \\ &= \frac{1}{r!} \sum_{h \in S_r} Z(S_{p_1} + S_{p_2} + S_{p_3}; \dots, \sum_{j/i} jC_j, \dots) - \\ &- \frac{1}{(r-1)!} \sum_{h \in S_{r-1}} Z(S_{p_1} + S_{p_2} + S_{p_3}; \dots, \sum_{j/i} jC_j, \dots). \end{aligned}$$

Пусть для каждой j -й подсистемы состав формируется из модулей трех видов (КПИ, МКПИ, НМ):

$$n_j = n_{j_1} + n_{j_2} + n_{j_3} = \sum_{j_q=1}^3 n_{j_q},$$

где $0 \leq n_{j_q} < n_j$.

Тогда вероятность создания j -й подсистемы без учета интеграции

$$P_j = P_{\alpha_1}^{n_{j_1}} \cdot P_{\alpha_2}^{n_{j_2}} \cdot P_{\alpha_3}^{n_{j_3}}.$$

С учетом интеграции модулей в j -ую ПС:

$$P_j^* = P_{\Sigma n_j} \cdot P_{\alpha_1}^{n_{j_1}} \cdot P_{\alpha_2}^{n_{j_2}} \cdot P_{\alpha_3}^{n_{j_3}}.$$

Для i -го варианта ИУС, состоящей из r_i подсистем, построенного на базе различных модулей:

$$\begin{aligned} P_{ИУС i} &= P_{S_{r_i}} \cdot P_{\Sigma n_{r_i}} \cdot P_{\alpha_1}^{n_{1,j_1}} \cdot P_{\alpha_2}^{n_{1,j_2}} \cdot P_{\alpha_3}^{n_{1,j_3}} \times \\ &\times P_{\Sigma n_{r_i}} \cdot P_{\alpha_1}^{n_{2,j_1}} \cdot P_{\alpha_2}^{n_{2,j_2}} \cdot P_{\alpha_3}^{n_{2,j_3}} \times \dots \\ &\times P_{\Sigma n_{r_i}} \cdot P_{\alpha_1}^{n_{r,j_1}} \cdot P_{\alpha_2}^{n_{r,j_2}} \cdot P_{\alpha_3}^{n_{r,j_3}} = \\ &= P_{S_{r_i}} \prod_{k_i=1}^{n_{r_i}} P_{\Sigma n_{k_i}} \cdot P_{\alpha_1}^{n_{1,j_1}+n_{2,j_1}+\dots+n_{r,j_1}} \times \\ &\times P_{\alpha_2}^{n_{1,j_2}+n_{2,j_2}+\dots+n_{r,j_2}} \cdot P_{\alpha_3}^{n_{1,j_3}+n_{2,j_3}+\dots+n_{r,j_3}}. \end{aligned}$$

Выводы

Предложенный подход целесообразно применять в управлении проектами разработки новой техники, когда разработчики ориентированы на компонентный подход и пользуются предыдущим опытом в виде компонент повторного использования.

Литература

1. Федорович О.Е., Некрасов А.Б., Плохов С.С. Применение компонент многократного использования в управлении проектами разработки новой техники // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2005. – № 2 (10). – С. 104 – 107.
2. Де Брейн Н. Теория перечисления Пойа // *Прикладная комбинаторная математика*. – М.: Мир, 1979. – С. 61 – 107.

Поступила в редакцию 30.06.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.М. Илюшко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.396

В.М. ВЕЛАСКО ЭРРЕРА¹, Г. ВЕЛАСКО ЭРРЕРА¹, В.К. ВОЛОСЮК²,
К.Н. ЛЁВКИНА², А.И. КУРТОВ³

¹Национальный автономный университет Мексики UNAM, Мексика

²Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

³Харьковский университет Воздушных Сил, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ РАДИОТЕПЛОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ МЕЛКОМАСШТАБНОЙ ПОВЕРХНОСТИ И ПРЕДЕЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОЦЕНКИ ЕЕ ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ

Рассмотрена электродинамическая модель мелкошероховатой поверхности. Проанализировано поведение предельных погрешностей измерения электрофизических параметров поверхности при пассивном дистанционном зондировании на основе информации Фишера.

дистанционное зондирование, коэффициент излучения, яркостная температура, угол визирования, потенциальная погрешность

Введение

Украина вошла в третье тысячелетие как одна из ведущих космических держав мира, космическая деятельность отнесена к важнейшим государственным приоритетам. Для решения многих народно-хозяйственных задач, развития научно-технического, технологического и производственного потенциала, обеспечения интересов государства на длительный период в сферах безопасности и обороны огромное значение имеют аэрокосмические исследования электрофизических свойств земной поверхности, измерение ее параметров и статистических характеристик. Средства аэрокосмического дистанционного зондирования являются одним из важнейших, а во многих случаях и единственным инструментом изучения космического пространства, поверхностей планет Солнечной системы и их атмосфер.

Для обеспечения точности и достоверности интерпретации результатов мониторинга поверхности необходимо использовать ее адекватную модель. Правильный выбор модели поверхности позволяет получить оценки многих ее характеристик, на которые оказывает влияние степень шероховатости поверхности. К настоящему времени наиболее полно

разработана модель поверхности, удовлетворяющей приближению малых возмущений [1 – 3]:

$$h(\vec{r}) \ll \lambda, \Delta_{\perp} h \ll 1, \quad (1)$$

где h – высота неровностей; $\vec{r}(x, y)$ – координаты точки подстилающей поверхности; λ – длина волны электромагнитного поля; $\Delta_{\perp} = (\partial/\partial x, \partial/\partial y)$ – поперечный оператор дифференцирования.

Целью данной работы является исследование поведения предельных погрешностей оценок электрофизических параметров мелкошероховатой поверхности, соответствующих оптимальным алгоритмам обработки ее собственного радиотеплового излучения.

Характеристики модели мелкомасштабной поверхности

С учетом конечности диэлектрических параметров среды напряженность электрического поля, рассеянного поверхностью, может быть представлена следующим выражением:

$$\begin{aligned} \dot{E}(B) = & \frac{k^2}{\sqrt{4\pi^3}} \dot{E}_l \int h(\vec{r}) \dot{M}_{ml} [\vec{r}, \varepsilon(\vec{r}), \vec{\vartheta}_i, \vec{\vartheta}_s] \cos \theta_s \cos \theta_i \times \\ & \times \frac{\exp\{jk(R_i + R_s)\}}{R_i R_s} d\vec{r}, \end{aligned} \quad (2)$$

где ml – соответствует различным комбинациям поляризации принимаемого и падающего полей, первый индекс соответствует вертикальной (В) или горизонтальной (Г) поляризации принимаемого поля, второй индекс соответствует вертикальной или горизонтальной поляризации падающего поля; $k = 2\pi/\lambda$ – волновое число; $\dot{E}_l$ – комплексная амплитуда излучаемого поля l -й поляризации; θ_i – угол между нормалью к плоскости XOY , проходящей на среднем уровне относительно неровностей и направлением падения волны; θ_s – угол между нормалью к поверхности и направлением рассеяния; $\vec{\vartheta}_i, \vec{\vartheta}_s$ – единичные векторы, характеризующие направления падения и рассеяния волн; R_i – расстояние от точки излучения до поверхности D ; R_s – расстояние от соответствующей точки рассеяния до точки наблюдения; $\dot{\epsilon}(\vec{r})$ – комплексная диэлектрическая проницаемость; вектор $\vec{\vartheta}_i$ лежит в плоскости XOZ .

Выражение (2) справедливо для сравнительно медленного изменения диэлектрической проницаемости. В дальнейшем будем считать, что на исследуемом участке D диэлектрическая проницаемость $\epsilon = const$. Размеры этого участка определяются шириной диаграммы направленности антенны РЛС или ее функции неопределенности.

Комплексные коэффициенты $\dot{M}_{ml}$ равны [1]:

$$\begin{aligned} \dot{M}_{BB} &= (\dot{\epsilon} - 1) \times \\ &\times \frac{\left[\dot{\epsilon} \sin \theta_i \sin \theta_s - \cos \varphi_s \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_i \right)^{\frac{1}{2}} \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_s \right)^{\frac{1}{2}} \right]}{\left[\dot{\epsilon} \cos \theta_i + \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_i \right)^{\frac{1}{2}} \right] \left[\dot{\epsilon} \cos \theta_s + \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_s \right)^{\frac{1}{2}} \right]}; \\ \dot{M}_{GG} &= \\ &= - \frac{(\dot{\epsilon} - 1) \cos \varphi_s}{\left[\cos \theta_i + \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_i \right)^{\frac{1}{2}} \right] \left[\cos \theta_s + \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_s \right)^{\frac{1}{2}} \right]}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{M}_{BG} &= \\ &= - \frac{(\dot{\epsilon} - 1)}{\left[\cos \theta_i + \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_i \right)^{\frac{1}{2}} \right] \left[\dot{\epsilon} \cos \theta_s + \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_s \right)^{\frac{1}{2}} \right]} \frac{\left[\sin \varphi_s \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_s \right)^{\frac{1}{2}} \right]}{\left[\dot{\epsilon} \cos \theta_i + \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_i \right)^{\frac{1}{2}} \right]}; \\ \dot{M}_{GB} &= \\ &= \frac{(\dot{\epsilon} - 1)}{\left[\dot{\epsilon} \cos \theta_i + \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_i \right)^{\frac{1}{2}} \right] \left[\cos \theta_s + \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_s \right)^{\frac{1}{2}} \right]} \frac{\left[\sin \varphi_s \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_i \right)^{\frac{1}{2}} \right]}{\left[\dot{\epsilon} \cos \theta_s + \left(\dot{\epsilon} - \sin^2 \theta_s \right)^{\frac{1}{2}} \right]}, \quad (3) \end{aligned}$$

где φ_s – азимутальный угол для направления рассеяния.

Коэффициенты $\dot{M}_{ml}$ имеют большое значение для решения задач измерений электрофизических параметров сред, так как устанавливают связь между значениями этих параметров и напряженностями регистрируемых полей.

Рассмотрим случай, когда радиус корреляции неровностей $l_h(\vec{r})$ меньше линейных размеров участка $D = L \times L$:

$$l_h(\vec{r}) = \left[\int_D \langle h(\vec{r}) h(\vec{r} + \vec{r}') \rangle d\vec{r}' / \langle h^2(\vec{r}) \rangle \right]^{1/2} \ll \Delta L \ll L, \quad (4)$$

где ΔL – интервал поверхности, разрешаемый функцией неопределенности РЛС; L – интервал, в пределах которого функцию $h(\vec{r})$ можно считать статистически однородной. Условие (4) означает, что в пределах интервала ΔL находится большое число независимых рассеивателей.

Второй статистический момент рассеянного поля (2), пропорциональный его мощности, равен:

$$\begin{aligned} \langle |\dot{E}_{ml}|^2 \rangle &= \\ &= \frac{k^4}{4\pi^3} |\dot{E}_l|^2 \iint_D \dot{M}_{ml}(\vec{r}_1) \dot{M}_{ml}^*(\vec{r}_2) \langle h(\vec{r}_1) h(\vec{r}_2) \rangle \times \\ &\times \frac{\exp\{jk\{[R_{i1} - R_{i2}] + [R_{s1} - R_{s2}]\}\}}{R_{i1} R_{i2} R_{s1} R_{s2}} \times \\ &\times \cos \theta_{i1} \cos \theta_{s1} \cos \theta_{i2} \cos \theta_{s2} d\vec{r}_1 d\vec{r}_2 \approx \end{aligned}$$

$$\approx \frac{k^4 |\dot{E}_l|^2}{4\pi^3 R_i^2 R_s^2} \int_D |\dot{M}_{ml}(\vec{r}_1)|^2 \cos^2 \theta_i \cos^2 \theta_s W[\vec{q}_\perp(\vec{r})] d\vec{r}, \quad (5)$$

где

$$W[\vec{q}_\perp(\vec{r})] = \int_{-\infty}^{\infty} \langle h(\vec{r}_1) h(\vec{r}_2) \rangle \exp\{j\vec{q}_\perp \Delta \vec{r}\} d(\Delta \vec{r}); \quad (6)$$

$$\vec{q}_\perp = (q_x, q_y); \quad q_x = k \sin \theta_s \cos \varphi_s - k \sin \theta_i;$$

$$q_y = k \sin \theta_s \sin \varphi_s; \quad \Delta \vec{r} = \vec{r}_1 - \vec{r}_2. \quad (7)$$

Выражения

$$\sigma_{ml}^o = \frac{4k^4}{\pi} |\dot{M}_{ml}(\vec{r})|^2 \cos^2 \theta_i \cos^2 \theta_s W[\vec{q}_\perp(\vec{r})]; \quad (8)$$

$$K_{ml} = \frac{\sigma_{ml}^o}{\cos \theta_i} \quad (9)$$

представляют собой эффективное бистатическое сечение и бистатический коэффициент диффузного рассеяния соответственно. Бистатический коэффициент диффузного рассеяния (9) соответствует бистатическому расположению вспомогательных источников излучения волн в точке A и приемника рассеянного излучения в точке B и характеризует распределение мощности рассеянного излучения по направлению $\vec{\Theta}_s$ (рис. 1).

Для однородной изотропной поверхности с корреляционной функцией неровностей

$$\langle h(\vec{r}_1) h(\vec{r}_2) \rangle = \sigma_h^2 \exp\left\{-|\Delta \vec{r}|^2 / l_h^2\right\} \quad (10)$$

находим, что

$$W[\vec{q}_\perp(\vec{r})] = \pi \sigma_h^2 l_h^2 \times \exp\left\{-\mu^2 \left(\sin^2 \theta_i + \sin^2 \theta_s - 2 \sin \theta_i \sin \theta_s \cos \varphi_s\right)\right\}, \quad (11)$$

где $\mu = \frac{1}{4} k^2 l_h^2$.

Наряду с диффузной компонентой в рассеянном поле присутствует когерентная составляющая, характеризующая коэффициентом отражения, который при выполнении условия (10) равен

$$K_{\text{ког } m} = |R_m(\theta_i, \dot{\epsilon})|^2 \exp\left\{-(2k\sigma_h \cos(\theta_i))^2\right\},$$

где $R_m(\theta_i, \dot{\epsilon})$ – коэффициенты отражения Френеля для соответствующих поляризаций.

Коэффициент обратного диффузного рассеяния, характеризующий случай активной моностатической локации, находят из (9) при $\theta_s = \theta_i$ и $\varphi_s = \pi$:

$$K_{ml} = 4k^4 \sigma_h^2 l_h^2 |\dot{M}_{ml}|^2 \cos^3 \theta_i e^{-4\mu^2 \sin^2 \theta_i}.$$

Радиотепловое поле характеризуется радиояростной температурой

$$T_{\text{я}} = \chi_m T_0 = (1 - K_{um}) T_0, \quad (12)$$

где T_0 – термодинамическая температура поверхности; χ_m – коэффициент поглощения; K_{um} – коэффициент интегрального рассеяния, который в случае приема колебаний m -й поляризации определяется

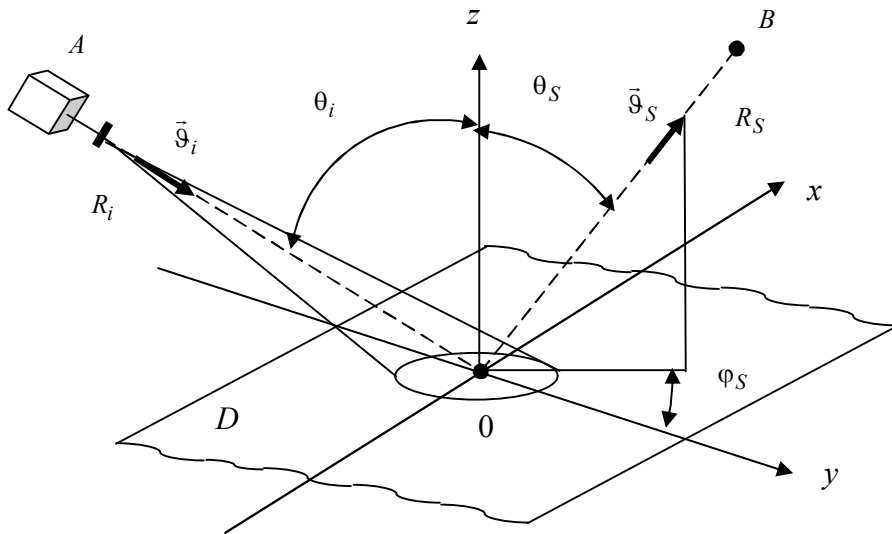


Рис. 1. Геометрия рассеяния

по формуле

$$K_{um} = K_{\text{козм}} - K_m,$$

где

$$K_m = \frac{1}{4\pi} \sum_{l=(\theta, \varphi)} \int_{\Omega} K_{ml}(\bar{\Theta}_i, \bar{\Theta}_s, \bar{\lambda}) d\Omega. \quad (13)$$

Интегрирование должно выполняться по всему телесному объему верхней полусферы Ω_s . Подставив (9) в (13) с учетом (11), находим, что

$$\begin{aligned} K_{\Gamma} &= \pi \xi |\beta_{\Gamma\Gamma}(\theta_i)|^2 \cos \theta_i \exp\left\{-\mu^2 \sin^2 \theta_i\right\} \times \\ &\times \int_0^{\frac{\pi}{2}} \left\{ I_0(-\gamma) \left[|\dot{\beta}_{\Gamma\Gamma}(\theta_s)|^2 + |\dot{\beta}_{B\Gamma}(\theta_s)|^2 \right] + \right. \\ &+ I_2(-\gamma) \left[|\dot{\beta}_{\Gamma\Gamma}(\theta_s)|^2 - |\dot{\beta}_{B\Gamma}(\theta_s)|^2 \right] \left. \right\} \times \\ &\times \exp\left\{-\mu^2 \sin^2 \theta_s\right\} \cos^2 \theta_s \sin \theta_s d\theta_s; \\ K_B &= \pi \xi \cos \theta_i \exp\left\{-\mu^2 \sin^2 \theta_i\right\} \times \\ &\times \int_0^{\frac{\pi}{2}} \left\{ I_0(-\gamma) \left[|\dot{\beta}_{BB1}(\theta_s)|^2 + 2|\dot{\beta}_{BB2}(\theta_s)|^2 + |\dot{\beta}_{\Gamma B}(\theta_s)|^2 \right] - \right. \\ &- 4I_1(-\gamma) \operatorname{Re}(\dot{\beta}_{BB1}^*(\theta_s) \dot{\beta}_{BB2}(\theta_s)) + \\ &+ I_2(-\gamma) \left[|\dot{\beta}_{BB1}(\theta_s)|^2 - |\dot{\beta}_{\Gamma B}(\theta_s)|^2 \right] \left. \right\} \times \\ &\times \exp\left\{-\mu^2 \sin^2 \theta_s\right\} \cos^2 \theta_s \sin \theta_s d\theta_s, \end{aligned}$$

где $\gamma = \frac{1}{2} k^2 l_h^2 \sin \theta_i \sin \theta_s$; $\xi = 4k^4 \sigma_h^2 l_h^2$;

I_0, I_1, I_2 – модифицированные функции Бесселя, а функции $\dot{\beta}(\cdot)$ входят в выражения (3) следующим образом:

$$\begin{aligned} \dot{M}_{BB} &= \dot{\beta}_{BB1} \cos \varphi_s + \dot{\beta}_{BB2} = \\ &= \dot{\beta}_{BB1}(\theta_i) \dot{\beta}_{BB1}(\theta_s) \cos \varphi_s + \dot{\beta}_{BB2}(\theta_i) \dot{\beta}_{BB2}(\theta_s); \\ \dot{M}_{\Gamma\Gamma} &= \dot{\beta}_{\Gamma\Gamma} \cos \varphi_s = \dot{\beta}_{\Gamma\Gamma}(\theta_i) \dot{\beta}_{\Gamma\Gamma}(\theta_s) \cos \varphi_s; \quad (14) \\ \dot{M}_{B\Gamma} &= \dot{\beta}_{B\Gamma} \sin \varphi_s = \dot{\beta}_{B\Gamma}(\theta_i) \dot{\beta}_{B\Gamma}(\theta_s) \sin \varphi_s; \\ \dot{M}_{\Gamma B} &= \dot{\beta}_{\Gamma B} \sin \varphi_s = \dot{\beta}_{\Gamma B}(\theta_i) \dot{\beta}_{\Gamma B}(\theta_s) \sin \varphi_s. \quad (14) \end{aligned}$$

В частном случае при $\frac{l_h(\vec{r})}{\lambda} \gg 1$ (индикатриса рассеянного поля узкая):

$$K_m = 16\pi k^2 \sigma_h^2 |\dot{M}_{mm}|^2 \cos^2 \theta_i, \quad (15)$$

где

$$\dot{M}_{BB} = \frac{(\dot{\varepsilon} - 1) \left[(\dot{\varepsilon} + 1) \sin^2 \theta_i - \dot{\varepsilon} \right]}{\left[\dot{\varepsilon} \cos \theta_i + \left(\dot{\varepsilon} - \sin^2 \theta_i \right)^{\frac{1}{2}} \right]^2}; \quad (16)$$

$$\dot{M}_{\Gamma\Gamma} = -\frac{(\dot{\varepsilon} - 1)}{\left[\cos \theta_i + \left(\dot{\varepsilon} - \sin^2 \theta_i \right)^{\frac{1}{2}} \right]^2}; \quad (17)$$

$$\dot{M}_{B\Gamma} = \dot{M}_{\Gamma B} = 0.$$

На рис. 2 представлена зависимость яркостной температуры мелкошероховатой поверхности от угла визирования при различной диэлектрической проницаемости для горизонтальной поляризации (формулы 12, 15 – 17).

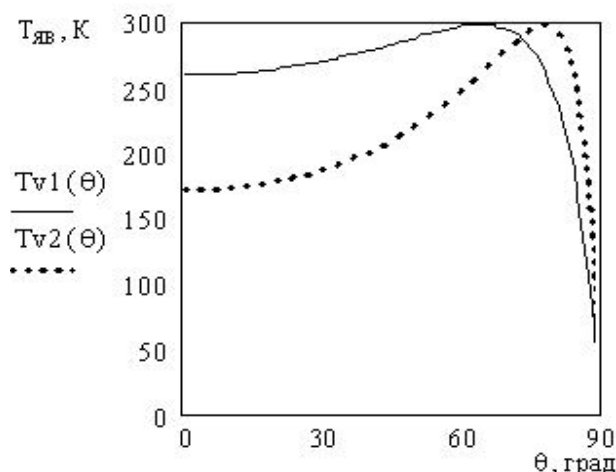


Рис. 2. Зависимость яркостной температуры от угла визирования для горизонтальной поляризации

На графиках приведено семейство кривых для трех типов поверхностей со средней действительной ε_r и мнимой ε_i частью диэлектрической проницаемости, равной: сухая почва $\varepsilon_r = 4, \varepsilon_i = 1,8$ (кривая $Th1(\theta)$) и влажная почва $\varepsilon_r = 20, \varepsilon_i = 98$ (кривая $Th2(\theta)$) [1]. На рис. 3 представлена аналогичная зависимость для вертикальной поляризации $Tv1(\theta)$, $Tv2(\theta)$. Параметры поверхности: среднеквадратическая высота неровностей $\sigma = 0,01$ м, угол визирования $\theta \in (0^\circ - 90^\circ)$, длина волны $\lambda = 3$ м, температу-

ра среды $T_0 = 300 \text{ K}$, влияние атмосферы не учитывалось.

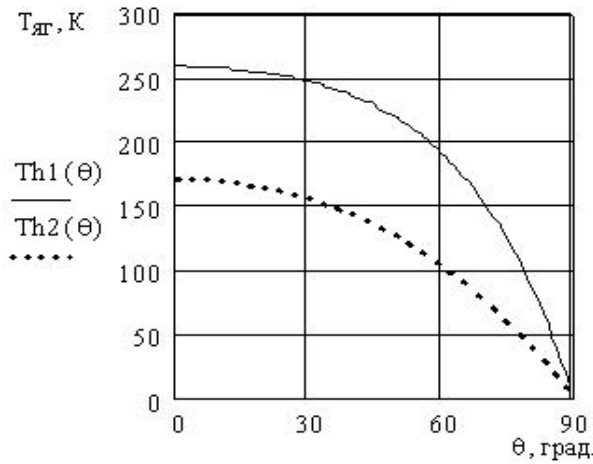


Рис. 3. Зависимость яркостной температуры от угла визирования для вертикальной поляризации

Оптимальный алгоритм оценивания

Рассмотрим модель радиотеплового поля. Сумма полей собственного излучения поверхностей $\bar{s}(t, \bar{\alpha})$ и помех $\bar{n}(t)$ принимается антенной радиометра. Уравнение наблюдения имеет вид

$$u_k(t, \bar{\alpha}) = s_k(t, \bar{\alpha}) + n_k(t), \quad (18)$$

где $u_k(t, \bar{\alpha})$ – колебания на выходе линейного тракта k -го канала радиометра, обусловленные собственным излучением поверхности, внутренним шумом входных устройств и внешним фоном (подсветкой); $n_k(t)$ – внутренний белый шум на выходе линейного тракта, имеющий малую мощность $N_{0k}/2$ и выполняющий в основном роль регуляризирующей добавки при решении обратной задачи восстановления спектральной яркости излучения; $t \in [0, T_k]$, T – время накопления (интегрирования) принимаемого колебания в канале, $\bar{\alpha}$ – вектор оцениваемых параметров (диэлектрическая проницаемость, статистические характеристики неровностей). Индекс k может соответствовать различным поляризациям или различным положениям антенны относительно исследуемой поверхности.

Будем полагать, что все процессы гауссовские, так как тепловое излучение в области приема является суммой хаотических излучений очень большого числа элементарных осцилляторов исследуемой среды. Поэтому, искомые параметры $\bar{\alpha}$ будут не только аргументами зависимостей $\bar{u}(t, \bar{\alpha})$, но и аргументами корреляционных функций и соответствующих энергетических спектральных характеристик. Корреляционная функция процесса (18) равна

$$R_k(t_1, t_2, \bar{\alpha}) = R_{k_S}(t_1, t_2, \bar{\alpha}) + R_{k_n}(t_1, t_2),$$

где

$$R_{k_S}(t_1, t_2, \bar{\alpha}) = \frac{\text{Re}}{2} \int \int_{\theta \in \Theta} \left| \dot{K}_k(j2\pi f) \right|^2 F_k(\bar{\theta} - \bar{\theta}_0) \times$$

$$\times B_k(\bar{\theta}, f, \bar{\alpha}) \exp\{j2\pi f(t_1 - t_2)\} d\bar{\theta};$$

$$F_k(\bar{\theta} - \bar{\theta}_0) = \left| \int_{D_k'} \dot{I}_k(\bar{r}_k', f) \exp\left\{-\frac{j2\pi \bar{\theta} \cdot \bar{r}_k'}{c}\right\} d\bar{r}_k' \right|^2;$$

$$R_{k_n}(t_1, t_2) = N_{0k}/2 \cdot \delta(t_1 - t_2),$$

где $K_k(j2\pi f)$ – коэффициент передачи k -го линейного тракта приемника с центральной частотой f_0 ; $B_A(f, \bar{\alpha}, \theta)$ – спектральная яркость исследуемой поверхности; $F(\theta - \theta_0)$ – диаграмма направленности приемной антенны радиометра по мощности; θ_0 – угол между нормалью к поверхности и линией, соединяющей центр исследуемого участка с фазовым центром приемной антенны радиометра; $\dot{I}_k(\bar{r}_k', f)$ – амплитудно-фазовое распределение (АФР) поля в раскрыве антенны с координатами точек раскрыва $\bar{r} = (x', y')$.

В соответствии с теоремой Хинчина - Винера, найдем энергетический спектр процесса (18):

$$R_k(t_1, t_2, \bar{\alpha}) = \int_{-\infty}^{\infty} G_{R_k}(f, \bar{\alpha}) \exp\{j2\pi f(t_1 - t_2)\} df;$$

$$G_{R_k}(f, \bar{\alpha}) =$$

$$= \int \left| \dot{K}_k(j2\pi f) \right|^2 F_k(\bar{\theta} - \bar{\theta}_0) B_k(\bar{\theta}, f, \bar{\alpha}) d\bar{\theta}.$$

Оптимальный алгоритм получим в результате решения уравнения максимального правдоподобия. Считаем, что время наблюдения велико по сравнению с характерным интервалом корреляции $u_i(t, \vec{\alpha})$. В результате находим, что

$$\sum_{k=0}^K \left\{ T_k \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\partial}{\partial \alpha_k} \left[\ln G_{R_k}(f, \vec{\alpha}) \left(1 - \frac{|\dot{S}_{T_k}(j2\pi f)|}{G_{R_k}(f, \vec{\alpha})} \right) \right] df \right\} = 0,$$

$$\text{где } |\dot{S}_{T_k}(j2\pi f)|^2 = \left| \int_0^{T_0} u_k(t, \vec{\alpha}) e^{-j2\pi f t} dt \right|^2 - \text{периодо-}$$

грамма Фурье. Полученная система уравнений с формированием периодограмм Фурье может рассматриваться как основа алгоритма оптимальной обработки процессов $u_k(t, \vec{\alpha})$ при оценивании параметров $\vec{\alpha}$ [4].

Расчет предельных погрешностей измерений

Предельные погрешности измерений (дисперсии) определяются диагональными элементами ковариационной матрицы ошибок Φ^{-1} , обратной к информационной матрице Фишера Φ , элементы которой рассчитываются по формуле [4–6]:

$$\Phi_{nl} = \sum_{k=1}^K \frac{T_k \Delta F_k}{2} \frac{\partial \ln T_{ak}(\alpha)}{\partial \alpha_n} \frac{\partial \ln T_{ak}(\alpha)}{\partial \alpha_l}, \quad (19)$$

$$\text{где } \Delta F_k = \int_{-\infty}^{\infty} |K_k(j2\pi f)|^2 df - \text{эквивалентная полоса}$$

пропускания приемника; α_k – k -я компонента вектора α оцениваемых параметров.

Яркостная температура мелкомасштабной поверхности является функцией нескольких параметров: угла зондирования θ , комплексной диэлектрической проницаемости поверхности ϵ , среднеквадратической высоты неровностей σ и термодинамической температуры T_0 . Известными можно принять угол визирования и длину волны, а остальные четыре параметра должны быть оценены. Для решения такой многопараметрической задачи необходи-

мо, чтобы количество уравнений в системе было не менее числа оцениваемых параметров, в данном случае – четырех. Для решения такой задачи составим систему из четырех уравнений вида (13). Считаем, что измерения осуществляются идентичными каналами радиометра на двух поляризациях с двух углов визирования θ_1, θ_2 :

$$\begin{cases} T_{ЯГ}(\theta_1) = (1 - K_{uГ}(\theta_1, \lambda, \epsilon, \sigma)) \cdot T_0; \\ T_{ЯГ}(\theta_2) = (1 - K_{uГ}(\theta_2, \lambda, \epsilon, \sigma)) \cdot T_0; \\ T_{ЯВ}(\theta_1) = (1 - K_{uВ}(\theta_1, \lambda, \epsilon, \sigma)) \cdot T_0; \\ T_{ЯВ}(\theta_2) = (1 - K_{uВ}(\theta_2, \lambda, \epsilon, \sigma)) \cdot T_0. \end{cases} \quad (20)$$

При расчете погрешностей, обусловленных только свойствами модели, целесообразно пренебречь сглаживающим действием ДН, фоном и внутренними шумами входных устройств. В этом случае в формуле (19) можно использовать вместо антенной температуры яркостную $T_{Я}$, рассчитываемую по формулам, описывающим модель поверхности. В приведенных ниже расчетах полагалось, что время интегрирования и полоса пропускания линейного тракта радиометра связаны соотношением $\frac{2}{T\Delta F} = 10^{-6}$.

Далее в соответствии с (19) строим матрицу Φ^{-1} размерностью четыре на четыре (число измерений $I = 4$, вектор оцениваемых параметров $\vec{\alpha} = (\epsilon r, \epsilon i, \sigma, T_0)$).

В соответствии с (19, 20) на рис. 4 построена зависимость погрешности оценки действительной части диэлектрической проницаемости от угла визирования $\theta_1 \in 0^\circ \dots 90^\circ$ при измерениях идентичными каналами радиометра на двух поляризациях, кривая $\Sigma \epsilon r 1(\theta_1)$ для сухой почвы, $\Sigma \epsilon r 2(\theta_1)$ – для влажной. Параметры поверхности T_0, λ, σ соответствуют приведенным выше, $\theta_2 = 80^\circ$.

На рис. 5 представлена зависимость погрешности оценки мнимой части диэлектрической проницаемости от θ_1 для тех же двух поверхностей $\Sigma \epsilon i 1(\theta_1)$ и $\Sigma \epsilon i 2(\theta_1)$.

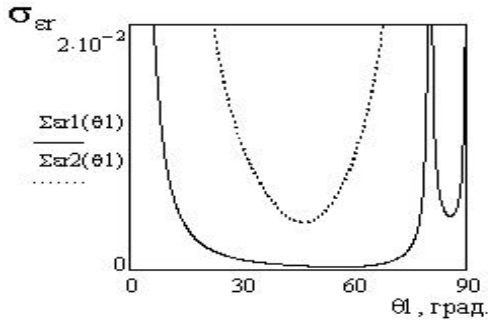


Рис. 4. Зависимость погрешности оценки действительной части диэлектрической проницаемости

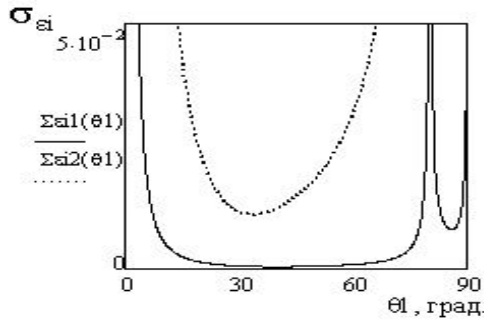


Рис. 5. Зависимость погрешности оценки мнимой части диэлектрической проницаемости

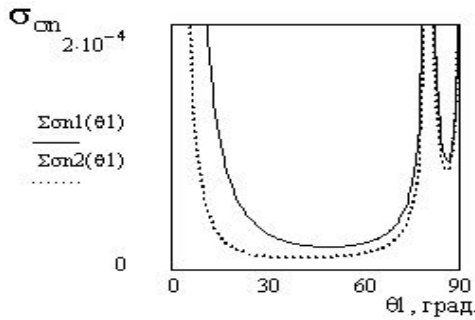


Рис. 6. Зависимость погрешности оценки σ_n

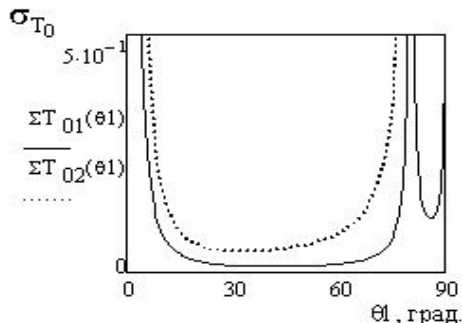


Рис. 7. Зависимость погрешности оценки термодинамической температуры

На рис. 6 представлена зависимость погрешности оценки $\sigma_n - \Sigma \sigma n 1(\theta_1)$ и $\Sigma \sigma n 2(\theta_1)$ от θ_1 .

На рис. 7 представлена зависимость погрешности оценки термодинамической температуры от $\theta_1 - \Sigma T_{01}(\theta_1)$ и $\Sigma T_{02}(\theta_1)$. Из рис. 4 – 7 видно, что предельные погрешности оценивания электрофизических параметров мелкошероховатой поверхности резко возрастают при углах визирования $\theta_1 \approx 0^\circ$ и $\theta_1 \approx 90^\circ$. Погрешности минимальны в пределах $\theta_1 \in 20^\circ - 70^\circ$, эти углы визирования можно рекомендовать для проведения экспериментов.

На рис. 8 представлена зависимость погрешности оценки действительной части диэлектрической проницаемости от угла визирования θ_2 при одновременном приеме сигналов горизонтальной и вертикальной поляризации $\Sigma \epsilon r 1(\theta_2)$ и $\Sigma \epsilon r 2(\theta_2)$, при этом $\theta_1 = 20^\circ, \theta_2 \in 0^\circ \dots 90^\circ$.

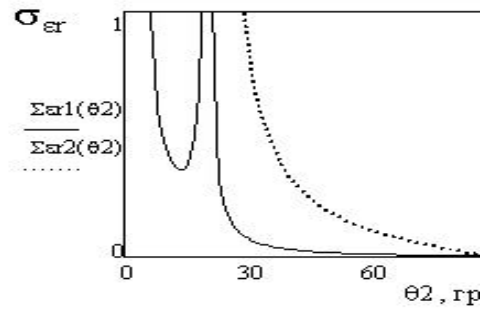


Рис. 8. Зависимость погрешности оценки действительной части диэлектрической проницаемости

На рис. 9 представлена аналогичная зависимость для оценки мнимой части диэлектрической проницаемости – $\Sigma \epsilon i 1(\theta_2)$ и $\Sigma \epsilon i 2(\theta_2)$.

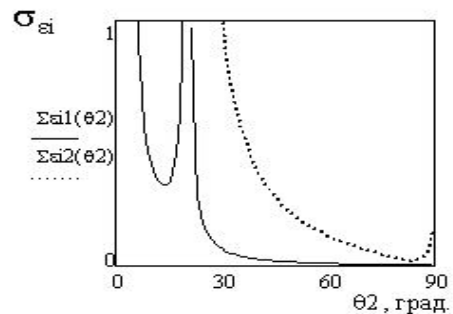


Рис. 9. Зависимость погрешности оценки мнимой части диэлектрической проницаемости

Анализируя рис. 8, 9, можно сказать, что минимальные предельные погрешности лежат в области $\theta_2 \in 30^\circ - 80^\circ$, а резкое их увеличение наблюдается при малых углах θ_2 .

Моделирование алгоритмов оценок электрофизических параметров земных покров

Моделирование выполнено с целью подтверждения характера поведения предельных погрешностей оценок, полученных на основе обращения матриц Фишера.

Особенности моделирования процедуры оценивания параметров рассмотрим на примере использования квазиоптимального алгоритма

$$\hat{B}_Y(\bar{\alpha}) = \frac{1}{T\Delta F} \int_0^T u^2(t) dt, \quad (21)$$

где $\hat{B}_Y(\bar{\alpha})$ – оценка истинного значения яркости $B_Y(\bar{\alpha})$.

Оценку яркости находим из уравнения

$$\hat{B}_Y(\bar{\alpha}) = B_Y(\bar{\alpha}) + \Delta B_Y, \quad (22)$$

где ΔB_Y – ошибка, обратно пропорциональная числу некоррелированных отсчетов $N = T\Delta F$, участвующих при интегрировании на интервале $(0, T)$; B_Y – случайное число, обусловленное конечностью времени интегрирования $[0, T]$, для формирования этого числа необходимо оценить его статистические характеристики.

В связи с тем, что случайный процесс $u(t, \bar{\alpha})$, распределенный в каждом сечении t по закону χ^2 , эффективно нормализуется при интегрировании на интервале $[0, T]$, то можно считать, что $\hat{B}_Y$ распределено по нормальному закону со следующими значениями среднего и дисперсии:

$$\langle \hat{B}_Y \rangle = \frac{1}{T\Delta F} \int_0^T \langle u^2(t) \rangle dt = B_Y(\bar{\alpha}); \quad (23)$$

$$\begin{aligned} \sigma_{\hat{B}_Y}^2 &= \langle \hat{B}_Y^2 \rangle - \langle \hat{B}_Y \rangle^2 = \langle \Delta \hat{B}_Y^2 \rangle = \int_0^T R^2(\tau) d\tau \approx \\ &= \frac{1}{T\Delta F} \int_0^T \int_0^T \langle u^2(t_1) u^2(t_2) \rangle dt_1 dt_2 - B_Y^2(\bar{\alpha}) \approx \\ &\approx 2 \frac{2}{T\Delta F} B_Y^2(\bar{\alpha}), \end{aligned} \quad (24)$$

где $R(\tau)$ – автокорреляционная функция $u(t, \bar{\alpha})$.

Поскольку спектральная яркость пропорциональна яркостной температуре, в рамках задачи моделирования можно оперировать яркостной температурой. Тогда необходимо ввести величину $\hat{T}_Y$ – измеренное (оцененное) значение яркостной температуры. В этом случае формулы (22 – 24) примут вид:

$$\hat{T}_Y(\bar{\alpha}) = T_Y + \Delta T_Y; \quad (25)$$

$$\langle \hat{T}_Y \rangle = T_Y; \quad (26)$$

$$\sigma_{\hat{T}_Y}^2 = \frac{2}{T\Delta F} T_Y^2(\bar{\alpha}). \quad (27)$$

Для экспериментального подтверждения поведения предельных погрешностей оценок параметров, полученных в результате обращения информационной матрицы Фишера, было выполнено статистическое моделирование, заключающееся в формировании случайных чисел (21), решений соответствующих нелинейных уравнений и вычислении дисперсий ошибок. При этом левая часть уравнения (21) задавалась как истинное значение $B_Y(\bar{\alpha})$ с заранее заданными значениями параметров $\bar{\alpha}$.

Ниже представлен результат моделирования для оценки действительной части диэлектрической проницаемости. На рис. 10 приведен сравнительный анализ предельной погрешности оценивания ε_r – $\Sigma \varepsilon_r(\theta)$ и результата моделирования $M\Sigma \varepsilon_r(\theta)$ (предполагаемая анализируемая поверхность – сухая почва). Параметры поверхности: среднеквадратическая высота неровностей $\sigma = 0,01$ м; углы визирования $\theta_1 = 20^\circ$, $\theta_2 = 60^\circ$; длина волны $\lambda = 3$ м; темпера-

тура среды $T_0 = 300$ К; влияние атмосферы не учитывалось.

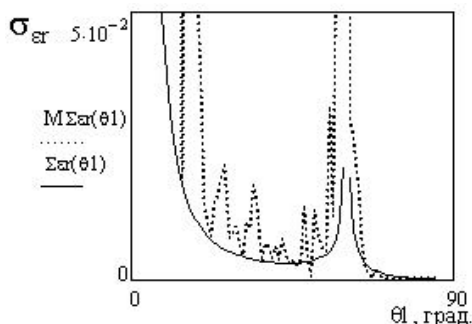


Рис. 10. Сравнительный анализ предельной погрешности оценивания ϵ_r и результата моделирования

Из рис. 10 видно, что результаты моделирования подтверждают характер поведения предельных погрешностей, полученных при анализе матрицы, обратной к информационной матрице Фишера.

Заключение

Таким образом, в данной работе представлены результаты исследования возможности измерения электрофизических параметров и статистических характеристик мелкошероховатой поверхности по данным регистрации их собственного излучения. Приведен оптимальный алгоритм обработки собственного радиотеплового излучения поверхности и исследованы предельные погрешности измерений электрофизических параметров, определяемые диагональными элементами матрицы, обратной к информационной матрице Фишера.

Указаны характерные области углов визирования для зондирования, при которых ошибки измерений принимают наименьшие или приемлемые значения. Эти данные имеют практическую ценность и могут быть рекомендованы при выполнении экспериментов и выборе условий их проведения.

Приведенные результаты в большей степени имеют теоретико-методологический характер, так

как существенно зависят от степени адекватности заданной модели радиотеплового излучения мелкошероховатой поверхности. Более адекватная модель должна учитывать второе приближение метода малых возмущений. Кроме того, достоверные расчеты радиоярких температур в приближении малых возмущений требуют более жесткого выполнения условия (1).

Литература

1. Исимару А. Распространение и рассеяние волн в случайно-неоднородных средах. – М.: Наука, 1981. – 200 с.
2. Башаринов А.Е., Гурвич А.С., Егоров С.Т. Радиои兹лучение Земли как планет. – М.: Наука, 1974. – 232 с.
3. Мельник А.Ю., Зубкович С.Г., Степаненко В.Д. и др. Радиолокационные методы исследования Земли. – М.: Сов. радио, 1980. – 264 с.
4. Веласко Эррера В.М. Оптимальные оценки параметров температурных волн в подповерхностных средах при пассивном радиолокационном зондировании // Радиотехнические системы. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 1999. – № 14. – С. 77 – 82.
5. Волосюк В.К., Кравченко В.Ф. Математические методы моделирования физических процессов в задачах дистанционного зондирования Земли // Успехи современной радиоэлектроники. – 2000. – № 8. – С. 20 – 28.
6. Волосюк В.К., Кравченко В.Ф., Пономарев В.И. Математические методы моделирования физических процессов в задачах дистанционного зондирования Земли // Успехи современной радиоэлектроники. – 2000. – № 12. – С. 14 – 22.

Поступила в редакцию 10.08.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Э.Н. Хомяков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 65.012.45

В.А. ПОПОВ, М.В. ПОПОВА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ЗАДАЧА ОПТИМАЛЬНОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ СРЕДСТВ ДЛЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ АВИАСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

Рассматривается применение метода динамического программирования к задаче оптимального распределения средств между автоматизируемыми производственными областями предприятия. Приводится численный пример решения данной задачи для случая автоматизации двух функциональных областей авиастроительного предприятия.

динамическое программирование, информационная система, автоматизированное рабочее место, функция дохода, функция убыли, функциональная подсистема

Введение

В последнее время основным фактором конкурентоспособности авиастроительных предприятий стало удовлетворение информационных потребностей производства с помощью различных автоматизированных систем (АС) [1]. В виду значительной стоимости таких систем предприятие зачастую приобретает сразу несколько видов автоматизированных рабочих мест (АРМ) для оптимизации «узких мест» производства на протяжении всего жизненного цикла летательного аппарата [2]. Одной из важнейших задач при планировании закупки и внедрении АРМ различного функционального назначения является максимизация прибыли от вложения в проект имеющиеся средств.

На авиастроительном предприятии, включающем обслуживание всего жизненного цикла летательного аппарата, можно выделить несколько основных функциональных подсистем, требующих информационной поддержки в виде специальных средств автоматизации [3]. Данные подсистемы в зависимости от характера реализуемых в них процессов условно можно разделить на производственные и управленческие. К производственным подсистемам относятся: конструкторская подготовка производства, технологическая подготовка производства и управление технологическими процессами произ-

водства, к управленческим – подсистема управления производством и подсистема управления данными о продукции. Эффективной информационной поддержкой для перечисленных подсистем служат АС класса CAD/CAM/CAE/SCADA/ERP/PLM/PDM.

Обследование предприятия является основанием для выбора средств автоматизации, способных наиболее полно удовлетворить выявленные требования бизнес-процессов основных функциональных подсистем. Сделав свой выбор на рынке средств автоматизации, предприятие сталкивается с проблемой эффективного размещения инвестиций в целях получения наибольшей прибыли от поэтапной автоматизации своих подсистем. Сложность процессов перечисленных функциональных областей авиастроительного предприятия обуславливает необходимость вложения значительных инвестиций в их автоматизацию. В связи с этим первоочередной задачей является построение такой стратегии управления финансовыми ресурсами, которая была бы направлена на формирование оптимальной и эффективной программы автоматизации, адаптированной к работе в условиях динамично меняющейся экономической среды.

Для принятия решения о распределении финансовых средств между автоматизируемыми процессами руководство и экономические службы предприятия должны иметь некоторый количественный

критерий оценки эффективности выбора. В качестве такого критерия может выступать доход от внедрения соответствующих автоматизированных систем.

В данной работе ставится и решается задача оптимального распределения средств между несколькими функциональными областями предприятия. При этом необходимо найти объемы денежных средств, которые, будучи поэтапно вложены в закупку того или иного вида ИТ, дадут максимальный доход за весь период реализации проекта.

Обоснование метода решения задачи оптимального распределения ресурсов предприятия

Поставленная задача предполагает развитие во времени, так как на каждом этапе проекта автоматизации решение о том или ином объеме финансирования каждой функциональной области предприятия должно опираться на результат решения предыдущего этапа.

Наиболее целесообразным для решения поставленной задачи, на наш взгляд, является применение метода динамического программирования [4, 5]. Данный метод позволяет определить оптимальные пропорции финансирования автоматизируемых подсистем предприятия, при соблюдении которых проект автоматизации дает максимальный эффект. При этом метод динамического программирования предполагает разбиение имеющейся сложной задачи на ряд простых с целью поэтапного нахождения оптимального управления для каждой из них, что существенно облегчает процесс планирования.

Постановка задачи оптимизации распределения ресурсов в терминах динамического программирования

Рассмотрим постановку задачи об оптимальном распределении инвестиций между двумя проектами автоматизации. Под первым проектом будем понимать закупку и внедрение некоторого необходимого количества АРМ систем класса CAD/CAM/CAE и SCADA, автоматизирующих производственные функциональные подсистемы авиастроительного

предприятия. Под вторым проектом будем иметь в виду закупку и внедрение некоторого необходимого количества АРМ систем класса ERP и PLM/PDM, автоматизирующих управленческие подсистемы. Для удобства будем обозначать автоматизацию производственных подсистем проектом I, управленческих подсистем – проектом II.

Пусть у предприятия имеется некоторое количество средств Z_0 , которое за m шагов должно быть распределено между проектами I и II. Процесс автоматизации обоих видов подсистем требует определенного времени. Предположим, он продлится нескольких лет, тогда в качестве шага решения задачи о распределении средств целесообразно взять один хозяйственный год.

Для прогноза размера доходов, полученных от каждого проекта при их финансировании в том или ином объеме, в рассмотрение вводятся так называемые функции дохода, которые задают зависимость полученной прибыли от суммы вложенных в данный проект средств. Обычно вложение небольшого количества средств практически не дает ощутимого дохода. С увеличением суммы инвестиций доход растет, однако существует предел, с превышением которого доход больше не увеличивается, сколько бы средств не было вложено. Описанный эффект насыщения накладывает ограничения на вид функции дохода. Примером соблюдения этих ограничений являются экспоненциальные функции.

Во многих случаях определение вида функций дохода вызывает затруднения. В целом ряде исследований такого рода полезным является моделирование процессов [4]. Пусть количество средств x , вложенное в проект I, за один год приносит доход $f(x)$ и в течение этого же года частично уменьшается (тратится) до некоторого остатка, описываемого функцией траты или убыли средств $\varphi(x)$, т.е. $\varphi(x) \leq x$.

Аналогично количество средств y , вложенное в проект II, приносит за год доход $g(y)$ и уменьшается до $\varphi(y)$, т.е. $\varphi(y) \leq y$.

В конце каждого года оставшиеся средства заново распределяются между проектами. Новых средств не поступает, и в проекты автоматизации

вкладываются все оставшиеся в наличии средства. Требуется найти такой способ управления ресурсами – какие средства, в какие годы и в какие подсистемы вкладывать, – при котором суммарный доход за период в m лет обращается в максимум [5].

Применение метода динамического программирования для поставленной задачи предполагает рассмотрение проектов I и II с вложенными в них средствами в виде некоторой физической системы S , состояние которой с течением времени меняется. Процесс изменения данной системы является управляемым, т.е. на каждом i -м этапе имеется управление U_i , с помощью которого мы переводим систему из состояния S_{i-1} , достигнутого в результате $(i-1)$ -го шага, в новое состояние S_i , которое зависит от S_{i-1} и выбранного нами управления U_i :

$$S_i = S_i(S_{i-1}, U_i). \quad (1)$$

Под влиянием управлений $U_1, U_2, \dots, U_m$ система переходит из некоторого начального состояния S_0 в конечное $S_{кон}$. На каждом шаге i средства, вложенные в оба проекта, приносят некоторый доход w_i , который зависит от состояния системы S на предыдущем $(i-1)$ -м шаге, а также от управления, выбранного на i -м шаге: $w_i(S_{i-1}, U_i)$. По окончании обоих проектов автоматизации получим доход, равный сумме доходов за m шагов

$$W = \sum_{i=1}^m w_i(S_{i-1}, U_i). \quad (2)$$

Доход W характеризует эффективность примененных на каждом этапе управлений $U_1, U_2, \dots, U_m$.

Таким образом, задача состоит в том, чтобы из множества возможных управлений U найти оптимальное управление $U^* (U_1^*, \dots, U_m^*)$, которое переводит физическую систему S из состояния S_0 в состояние $S_{кон}$ так, чтобы критерий W обратился в максимум:

$$W = \max_U \{W(U)\}. \quad (3)$$

Алгоритм решения задачи оптимального распределения ресурсов методом динамического программирования

Определим параметры, характеризующие состояние системы S на каждом шаге решения. Из

постановки задачи ясно, что перед распределением средств на i -м шаге в распоряжении проектов I и II остается некоторое количество средств с предыдущего $(i-1)$ -го шага, обозначим их x'_{i-1} и y'_{i-1} . После распределения средств i -й шаг будет характеризоваться количествами средств x_i и y_i , вложенных в проекты I и II.

Известно также, что сумма вложений в оба проекта равна начальному запасу средств

$$x + y = Z_0, \quad (4)$$

а сумма средств, вложенных в проекты I и II, не может превосходить начальный размер средств Z_0 . Кроме того, вложенные средства должны быть неотрицательными, т.е. начальное состояние системы должно удовлетворять условиям

$$x + y \leq Z_0, \quad x \geq 0, \quad y \geq 0. \quad (5)$$

Управление на i -м шаге U_i , осуществляемое при распределении средств, состоит в выборе неотрицательных значений x_i и y_i таких, что

$$x_i + y_i = x'_{i-1} + y'_{i-1}. \quad (6)$$

При этом доход, получаемый в результате такого управления, равен

$$w_i = f(x_i) + g(y_i), \quad (7)$$

а система S переходит в состояние, характеризующееся остатками вложенных средств:

$$x'_i = \varphi(x_i); \quad y'_i = \psi(y_i). \quad (8)$$

Алгоритм решения задачи оптимального распределения ресурсов методом динамического программирования предполагает прохождение двух этапов.

Этап 1: Нахождение условного оптимального управления для i -го шага решения ($i = m, m-1, \dots, 1$), начиная с последнего шага и заканчивая первым. Эта особенность обусловлена тем, что планирование распределения средств на каждом шаге зависит от управлений на всех последующих шагах, а единственный шаг, на котором будущее уже не имеет значения, – последний. Найдя управление на этом шаге, можно переходить к нахождению управления на предпоследнем шаге, «пристраивая» к нему уже найденное управление последнего шага и так далее, вплоть до первого шага, который зависит от всех последующих шагов [5]. Чтобы оптимально спланировать последний m -й шаг, необходимо сделать не-

которые предположения о том, чем закончился предыдущий $(m - 1)$ -й шаг. При этом необходимо принять во внимание все возможные исходы предшествующего шага и выбрать такое управление $U_m(S_{m-1})$, которое совместно с управлением на предыдущем шаге U_{m-1} даст максимальное значение дохода W , приносимого проектами I и II.

Условное оптимальное управление на i -м шаге зависит от всех шагов, с i -го по m -й и состоит в выборе такого количества средств $x_i^*(Z_{i-1})$, при котором условный максимальный доход за все шаги, начиная с i -го, будет равен

$$W_{i,i+1,...m}^*(Z_{i-1}) = \max_{0 \leq x_i \leq Z_{i-1}} \{f(x_i) + g(Z_{i-1} - x_i) + W_{i+1,...m}^*(\varphi(x_i) + \psi(Z_{i-1} - x_i))\}, \quad (9)$$

где $f(x_i)$ – заданная функция дохода от вложения средств x_i в автоматизацию первой подсистемы предприятия (проект I); $g(Z_{i-1} - x_i)$ – заданная функция дохода от вложения средств $(Z_{i-1} - x_i)$ в автоматизацию второй подсистемы предприятия (проект II), $Z_{i-1} - x_i = y_i$; $\varphi(x_i)$ – количество средств, до которого уменьшился доход проекта I на i -м шаге; $\psi(Z_{i-1} - x_i)$ – количество средств, до которого уменьшился доход проекта II на i -м шаге, $Z_{i-1} - x_i = y_i$; $W_{i+1,...m}^*(\varphi(x_i) + \psi(Z_{i-1} - x_i))$ – оптимальное условное управление на $(i + 1)$ -м шаге,

$$Z_i = \varphi(x_i) + \psi(Z_{i-1} - x_i) - \quad (10)$$

количество средств, оставшихся после i -го шага и подлежит перераспределению на $(i + 1)$ -м шаге;

$$W_{i+1,...m}^*(\varphi(x_i) + \psi(Z_{i-1} - x_i)) = W_{i+1,...m}^*(Z_i).$$

Этап 2: Нахождение численного решения задачи.

Для первого шага ($i = 1$) (9) переписывается в виде

$$W_{1,2,...m}^*(Z_0) = \max_{0 \leq x_1 \leq Z_0} \{f(x_1) + g(Z_0 - x_1) + W_{2,...m}^*(\varphi(x_1) + \psi(Z_0 - x_1))\}. \quad (11)$$

Подставив в это выражение значение для Z_0 , можно найти количество средств x_1^* , которое, будучи вложено в проект I, обращает функцию дохода $W_{1,2,...m}^*(Z_0)$ в максимум. x_1^* представляет собой

уже не условное, а оптимальное управление на 1-м шаге. Зная x_1^* , количество средств, которое необходимо направить в проект II, может быть найдено из выражения

$$y_1^* = Z_0 - x_1^*. \quad (12)$$

После перераспределения средств на 1-м шаге система S переходит в состояние, которое характеризуется параметрами:

$$(x_1')^* = \varphi(x_1^*), \quad (y_1')^* = \psi(y_1^*). \quad (13)$$

Сумма $\varphi(x_1^*) + \psi(y_1^*)$ представляет собой количество средств, подлежащих перераспределению на 2-м шаге — Z_1 . Таким образом, подставляя численные данные в общий вид решения на каждом шаге, будет найдено окончательное решение задачи: максимальный доход за все m шагов W^* и соответствующее ему оптимальное управление $X^*(x_1^*, x_2^*, \dots, x_m^*)$, указывающее, какое количество средств на каком этапе нужно выделять в проект I (остаток автоматически отводится на проект II).

Пример оптимального распределения средств между двумя видами автоматизируемых подсистем

Приведем пример решения задачи оптимального распределения средств авиастроительного предприятия между двумя видами автоматизируемых функциональных подсистем. Под проектом I будем снова подразумевать автоматизацию процессов производственных подсистем предприятия (конструкторская подготовка производства, технологическая подготовка производства и управление технологическими процессами производства), под проектом II – автоматизацию процессов управленческих подсистем (управление производством и управление данными о продукции). Пусть реализацию обоих проектов планируется осуществить за $m = 5$ лет.

Зададимся конкретным видом функций дохода и уменьшения средств предприятия. Пусть количество средств x , вложенное в проект I, дает за один год доход $f(x) = 0,9x^2$ и уменьшается до $\varphi(x) = 0,8x$,

а количество средств y , вложенное в проект II, дает за один год доход $g(y) = 1,6y^2$ и уменьшается до $\psi(y) = 0,5y$.

Требуется произвести распределение ресурсов Z_0 между проектами I и II на каждый год планируемого периода (5 лет).

Решение. Этап 1: Условное оптимальное управление на последнем 5-м шаге x_5^* (количество средств, вкладываемое в проект I) находится как значение x_5 , при котором достигает максимума доход на последнем шаге

$$W_5^*(Z_4) = \max_{0 \leq x_5 \leq Z_4} \{w_5(Z_4, x_5)\},$$

где $w_5(Z_4, x_5) = 0,9x_5^2 + 1,6 \cdot (Z_4 - x_5)^2$.

График функции $w_5 = w_5(Z_4, x_5)$ при заданном Z_4 в зависимости от аргумента x_5 изображается некоторой параболой. Так как вторая производная функции w_5 по x_5 положительна, эта парабола обращена выпуклостью вниз. Поэтому максимальное значение функции $W_5^*(Z_4)$ может достигаться только на границах промежутка $(0, Z_4)$. Чтобы определить, на какой именно границе, подставим в формулу $x_5 = 0$ и $x_5 = Z_4$. В первом случае получим $w_5 = 1,6Z_4^2$, во втором случае – $w_5 = 0,9Z_4^2$.

Таким образом, независимо от значения Z_4 , максимум дохода на последнем шаге достигается при $x_5 = 0$, т.е. условное оптимальное управление не зависит от Z_4 и всегда равно нулю, а это значит, что в начале последнего года все имеющиеся средства нужно вкладывать в проект II. Этот результат можно объяснить тем, что доход, приносимый проектом II, больше, а уменьшения средств не предвидится, т.к. следующего шага не будет. При таком управлении последний год принесет доход $W_5^*(Z_4) = 1,6Z_4^2$.

Рассмотрим 4-й год проекта автоматизации. Запас средств, который подлежит распределению в этом году, равен Z_3 . Таким образом, условный максимальный доход за два последних года будет равен

$$W_{4,5}^*(Z_3) = \max_{0 \leq x_4 \leq Z_3} \{0,9x_4^2 + 1,6(Z_3 - x_4)^2 + W_5^*(Z_4)\}.$$

Расписав Z_4 согласно (10):

$$Z_4 = 0,8x_4 + 0,5(Z_3 - x_4),$$

получим

$$W_{4,5}^*(Z_3) = 1,6[0,8x_4 + 0,5(Z_3 - x_4)]^2,$$

отсюда

$$W_{4,5}^*(Z_3) = \max_{0 \leq x_4 \leq Z_3} \{0,9x_4^2 + 1,6(Z_3 - x_4)^2 + 1,6[0,8x_4 + 0,5(Z_3 - x_4)]^2\}.$$

График выражения в фигурных скобках снова представляет собой параболу с выпуклостью вниз, поэтому на максимум необходимо исследовать только крайние точки интервала

$$x_4 = 0 \text{ и } x_4 = Z_3.$$

В первом случае получим

$$W_{4,5} = 1,6Z_3^2 + 1,6(0,5Z_3)^2 = 2Z_3^2,$$

во втором случае

$$W_{4,5} = 0,9Z_3^2 + 1,6(0,8Z_3)^2 = 1,924Z_3^2.$$

Так как максимум снова достигается при $x_4 = 0$ и равен $W_{4,5}(Z_3) = 2Z_3^2$, то на предпоследнем шаге все средства также необходимо вкладывать в проект II.

Рассмотрим 3-й год проекта автоматизации. Здесь необходимо максимизировать полином второй степени

$$W_{3,4,5}(Z_2) = 0,9x_3^2 + 1,6(Z_2 - x_3)^2 + 2[0,8x_3 + 0,5(Z_2 - x_3)]^2.$$

Соответствующая парабола (как и на любом из шагов) будет снова обращена выпуклостью вниз. Но на этот раз максимум будет достигаться на правой границе участка. Действительно, при $x_3 = 0$:

$$W_{3,4,5} = 1,6Z_2^2 + 2(0,5Z_2)^2 = 2,1Z_2^2,$$

а при $x_3 = Z_2$:

$$W_{3,4,5} = 0,8Z_2^2 + 1,856(0,6Z_2)^2 = 2,18Z_2^2.$$

Таким образом, на этом шаге оптимальное управление состоит в том, чтобы все имеющиеся средства вкладывать в проект I:

$$x_3^*(Z_2) = Z_2,$$

при этом условный максимальный доход будет равен

$$W_{3,4,5}(Z_2) = 2,18Z_2^2.$$

На всех следующих этапах максимум всегда будет достигаться на правом конце отрезка.

Действительно, для $i < m - 2$ функция $W_{i,i+1,\dots,m}$ будет иметь вид

$$W_{i,i+1,\dots,m} = 0,9x_i^2 + 1,6(Z_{i-1} - x_i)^2 + C[0,8x_i + 0,5(Z_{i-1} - x_i)]^2,$$

где коэффициент C будет больше, чем 2,18, так как с каждым шагом он только увеличивается. Поэтому оптимальным условным управлением до самого первого шага (включительно) останется

$$x_i^*(Z_{i-1}) = Z_{i-1}, \quad (i = m - 2, m - 3, \dots, 1),$$

а условный максимальный доход за все шаги, начиная с i -го, будет равен

$$W_{i,i+1,\dots,m}^*(Z_{i-1}) = 0,9Z_{i-1}^2 + W_{i+1,\dots,m}^*(0,8Z_{i-1}).$$

Таким образом, оптимальный процесс управления средствами при заданных исходных данных состоит в распределении средств следующем образом (табл. 1):

Таблица 1

Распределение средств между проектами автоматизации

Год	1-й	2-й	3-й	4-й	5-й
Проект I	Z_o	$0,8Z_o$	$0,64 Z_o$	0	0
Проект II	0	0	0	$0,51 Z_o$	$0,256 Z_o$

Остаток средств предприятия в конце 5-го года составит $0,13Z_o$, максимальный доход за пять лет – $2,37Z_o$.

Полученный результат означает, что в первую очередь все выделенные средства предприятия направляются на автоматизацию процессов конструкторско-технологической подготовки производства и управления технологическими производственными процессами. Автоматизацию производственных подсистем планируется завершить к концу 3-го года проекта, а затем перейти к проекту автоматизации управления предприятием и данными о продукции, на который отводится два последних года

проекта. Данный результат естественным образом отражает логику последовательности автоматизации процессов производства и управления (управление не может быть автоматизировано раньше производства, т.к. управлять еще нечем), и говорит о том, что функции дохода и уменьшения средств для соответствующих подсистем выбраны адекватно.

В рассмотренном примере оптимальное управление состояло в том, чтобы на каждом шаге вкладывать все средства либо в одну, либо в другую отрасль. В случае изменения вида функций $f(x)$ и $g(y)$, каждый этап решения задачи будет характеризоваться необходимостью вложения доли средств в оба проекта [5].

Варианты изменения постановки задачи оптимального распределения средств

Рассмотренная на примере постановка задачи представляет собой классический вариант задачи о распределении ресурсов, решаемой методом динамического программирования. Она может быть видоизменена с учетом различных требований.

Одним из таких требований может быть неоднородность доходов и убыли средств в проектах I и II на различных этапах автоматизации: средства x и y , вложенные в проекты I и II, дают на i -м шаге доход $f_i(x)$, $g_i(y)$ и уменьшаются до $\varphi_i(x) \leq x$, $\psi_i(y) \leq y$.

Такие изменения в постановке задачи несущественно влияют на алгоритм ее решения. Так как задача оптимизации управления решается по этапам, то совершенно неважно, одинаковы ли функции $f_i(x)$, $g_i(y)$, $\varphi_i(x)$, $\psi_i(x)$ на разных этапах или различны [5].

Постановка задачи о распределении ресурсов может также быть изменена для ситуации, когда средства предприятия распределяются не между двумя, а между k проектами:

$$I, II, \dots, (k),$$

причем для каждого j -го проекта заданы: функция дохода, выражающая доход, получаемый при вло-

жении средств x , в j -й проект на i -м шаге, и функция уменьшения средств, показывающая, до какой величины убывает количество средств x , вложенное в j -й проект на i -м шаге. Такая постановка задачи может быть обусловлена необходимостью оптимального распределения средств между проектами автоматизации пяти перечисленных выше функциональных подсистем авиастроительного предприятия.

Решение такого рода задач усложняется по сравнению с простейшим вариантом тем, что приходится находить максимум функции дохода, зависящей не от двух, а от $(k - 1)$ переменных. Для этого требуется применение специального программного обеспечения.

Возможен также и такой вариант постановки задачи распределения ресурсов, при котором доход от предыдущего этапа может (полностью или частично) вкладываться в проект автоматизации на следующем этапе вместе с остатком от начальных капиталовложений. Данная постановка предусматривает несколько разновидностей. Например, в проект автоматизации можно вкладывать весь доход или только некоторую его долю. Можно искать управление, которое обеспечивает максимальный суммарный чистый доход, приносимый проектами на всех m этапах. Можно искать и такое управление, которое обращает в максимум общую сумму средств (включая и доход, и сохранившиеся начальные капиталовложения) после m этапов.

Заключение

Информационная поддержка процессов производства и управления авиастроительного предприятия требует значительных финансовых затрат на закупку и внедрение автоматизированных систем класса CAD/CAM/CAE/SCADA/ERP/PLM/PDM. Поэтому при построении ИС авиастроительного предприятия оптимизация расходов является особенно актуальной. Проект комплексной автоматизации предприятия зачастую растягивается на несколько лет, поэтому возникает задача поиска опти-

мальной стратегии управления инвестиционными средствами при необходимости распределения средств между несколькими функциональными подсистемами предприятия.

Рассмотрев общую постановку задачи об оптимальном распределении ресурсов, можно сделать вывод о том, что применение метода динамического программирования для решения описанной задачи позволит предприятию повысить эффективность своих инвестиций. Возможность находить решение для различных видоизменений классической постановки задачи оптимального распределения ресурсов с учетом требований реалий предприятия делает применение данного метода еще более привлекательным.

Литература

1. Попов В.А., Котляров А.В. Создание ИУС проектирования производства: Уч. пос. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – 104 с.
2. Линцер Л.А. Создание корпоративной информационной системы крупного предприятия. Ч. I. Проблемы и решения // ORACLE magazine. – 2003. – № 1. – [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: http://www.lanit.ru/oraclemagazine3_01_03.html (12.06.05).
3. Доброскок И.А., Корякин Л.А., Макаров Д.А., Станкевич А.М. Логистическая поддержка жизненного цикла изделия в системах корпоративного управления // Информационные технологии в проектировании и производстве. – 2004. – № 1. – С. 31 – 37.
4. Беллман Р., Дрейфус С. Прикладные задачи динамического программирования. – М.: Наука, 1965. – 458 с.
5. Вентцель Е.С. Элементы динамического программирования. – М.: Наука, 1964. – 176 с.

Поступила в редакцию 25.07.2005

Рецензент: канд. техн. наук, доцент Е.А. Дружинин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Научное наследие профессора И.Г. Немана (1903 – 1952)

Предисловие редколлегии журнала

Весомый вклад И.Г. Немана в развитие отечественной авиации достаточно подробно освещен в ряде публикаций*.

Однако его вклад в авиационную науку практически остался неизвестным научной общественности.

Это связано с двумя основными причинами. Первая состоит, по-видимому, в том, что Иосиф Григорьевич всецело отдавался творческой конструкторской деятельности, а с переходом в 1931 году в Харьковский авиационный институт на должность заведующего кафедрой конструкций самолетов – и учебно-методической работе. Вторая – в типичной для тех лет трагичной коллизии в биографиях известных авиаконструкторов: 29 октября 1938 года решением ВАК И.Г. Неман был утвержден в ученом звании профессора по кафедре «Самолетостроение», а в декабре этого же года – репрессирован. Реабилитирован Иосиф Григорьевич был в июле 1941 года, а аттестат профессора получил только в июле 1949 года.

Таким образом, все научные исследования И.Г. Немана не были опубликованы, а нашли свое отражение и обобщения в его докторской диссертации. Первый вариант диссертации был подготовлен автором в 1946 году, второй – в 1948 году, а автореферат разослан только в 1952 году. Защите помешал уход из жизни автора в этом же году.

Долгие годы диссертация находилась в семейном архиве, и только в канун 75-летия Харьковского авиационного института она вместе с рядом других материалов была любезно передана супругой покойного сына И.Г. Немана Л.А. Неман в редколлегию настоящего журнала.

Рассмотрев диссертацию И.Г. Немана «Устойчивость бесконечно длинной ортотропной пластины с наклонными главными направлениями упругости», редколлегия приняла решение опубликовать отдельные ее разделы в качестве неизвестного ранее научного наследия Иосифа Григорьевича, знакомя читателя с приоритетными результатами автора, полученными им в 1946 – 48 гг.

Как отмечается в **, эти научные результаты были практически реализованы автором в процессе создания первого в СССР и Европе пассажирского самолета ХАИ-1 с убирающимся шасси. Самолет имел деревянную конструкцию с обшивками из фанеры, являющейся прототипом современных композиционных материалов, внедрение которых в самолетостроении позволило существенно повысить весовую отдачу летательных аппаратов и решить ряд других важных проблем.

Ниже публикуется статья И.Г. Немана без изменений авторского текста. Продолжение цикла статей И.Г. Немана будет опубликовано в последующих номерах журнала.

*) см. публикации, например:

1. Савин В.С. 80 лет со дня рождения И.Г. Немана // Из истории авиации и космонавтики. – 1984. – Вып. 48. – С. 82 – 86.

2. Савин В.С. Авиация в Украине. Очерки истории. – Х.: Основа, 1995. – 264 с.

3. Цепляева Т.П., Неман И.Г. 3 перших літаків “ХАІ” – світові рекорди // Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського “Харківський авіаційний інститут”: ХАІ-75. – Х.: ХАІ, 2005. – С. 51 – 57.

**) Гайдачук А.В., Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. Роль ХАИ в решении проблемы научного обеспечения внедрения композиционных материалов в авиационно-космическую технику: итоги и перспективы // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 7 (23). – С. 21 – 39.

УДК 629.7:534.1

И.Г. НЕМАН*Харьковский авиационный институт, Украина*

**УСТОЙЧИВОСТЬ БЕСКОНЕЧНО ДЛИННОЙ ОРТОТРОПНОЙ ПЛАСТИНЫ
С НАКЛОННЫМИ ГЛАВНЫМИ НАПРАВЛЕНИЯМИ УПРУГОСТИ.
ЧАСТЬ 1. ПРИБЛИЖЕННЫЙ МЕТОД.
УСТОЙЧИВОСТЬ ПЛАСТИНЫ ПРИ ОДНОСТОРОННЕМ СЖАТИИ**

Изложен общий теоретический подход автора и приближенный метод определения критических усилий в бесконечно длинной ортотропной пластине с наклонными главными направлениями осей упругости относительно действующих усилий. Дана реализация метода для частного случая пластины при одностороннем сжатии. Результаты получены автором до 1946 года и ранее не публиковались.

устойчивость, бесконечно длинная ортотропная пластина с наклонными главными осями упругости, одностороннее сжатие.

Введение

В самолетостроении применяется большое количество деревянных конструкций с фанерной обшивкой, наборные панели обшивок крыльев и фюзеляжа, обшивки из пластифицированной древесины и др.

В металлических конструкциях широко применяются обшивки со стрингерами или с гофровым подкреплением.

Такого же типа панели встречаются в кораблестроении и в гражданских сооружениях.

Все эти конструкции либо ортотропные по материалу (фанера, большинство пластиков), либо ортотропные по структуре. Для наиболее рационального использования материала в сооружении, необходимо знать работу ортотропных пластин с любым образом ориентированными относительно линии заделки главными направлениями упругости.

Физико-механические свойства ортотропной пластины меняются с поворотом главного направления упругости относительно краев пластин. Для правильного выбора наивыгоднейшего угла наклона главного направления необходимо теоретическое изучение поведения таких пластин.

В литературе решены достаточно полно только задачи с нормально ориентированными главными направлениями. Все эти решения можно найти в книгах [1 – 2], в которых автор собрал все решенные задачи по устойчивости ортотропных пластин и добавил свои решения.

Для наклонных направлений в этой книге, в учебниках и в справочной литературе приведена только одна, решенная приближенным методом, задача – устойчивости бесконечно длинной фанерной пластинки с наклоном волокон рубашки под углами в 45 и 135°, нагруженной касательной нагрузкой.

Насколько нам известно, опубликована только одна статья Л.И. Балабуха [3], в которой автор выводит теоретические формулы расчета свободно опертых бесконечно длинных ортотропных пластин с наклонными главными направлениями (приближенный метод).

При выбранной системе координат, привязанной к сторонам пластины, автор получил систему трех формул, по которым он численным способом получил для фанерной пластины с наклоном рубашки под углом 45° кривую коэффициентов устойчивости совместного действия продольного сжатия – Kq

со сдвигом Kt . Получил он замечательный результат – повышение Kq совместного действия по отношению к Kq изолированного действия.

К сожалению, эта часть работы прошла без внимания почти во всей дальнейшей литературе. Результаты, полученные Л.И. Балабухом, приведены только в книгах С.Г. Лехницкого [1 – 2], где этой работе уделяется полстраницы и в «Руководстве для конструкторов» [4], где приведена упомянутая кривая Kq совместного действия.

В учебной литературе нигде об эффекте повышения Kq совместного действия не упоминается.

Хотя за границей строится много самолетов из дерева, древесных и других пластиков, по-видимому, там не знают работы Л.И. Балабуха и не знают об отличном поведении ортотропных пластин с наклоном главного направления.

Так, в статье по устойчивости фанерных пластин [5] автор пишет: «Случай совместного действия сдвига и сжатия также привлек внимание (исследователей), но простые решения не найдены. Для изотропных пластин существует формула

$$\left(\frac{Kqc}{Kq_{из}} \right)^2 = 1 - \frac{Ktc}{Kt_{из}},$$

и это, вероятно, хорошее первое приближение для анизотропных пластин».

Инженеры в своей практической работе и пользуются последним соотношением. Расхождение экспериментов с подсчитанными данными исключительно велико и выходит далеко за пределы допустимых инженерных ошибок.

Данная работа была нами начата в связи с большими расхождениями, получившимися при сравнении результатов статиспытаний с расчетами крыла одного самолета с деревянной обшивкой, поставленной под углом 45° . При испытаниях волнообразование получилось при нагрузке на 200% больше расчетной. Произошло это в 1942 году.

Объяснить это явление можно было бы на основании графика, приведенного в статье Л.И. Балабуха [3].

Этот случай заставил нас заняться теоретическим исследованием.

Вначале мы попытались вывести общие формулы влияния наклона главного направления из дифференциального уравнения, выраженного в системе координат, привязанной к сторонам пластины. Так принято во всей литературе и рекомендуется С.Г. Лехницким в [1]. Формулы получились, как мы впоследствии сверили, такими же, как их получил Л.И. Балабух. Анализировать по ним поведение пластины затруднительно.

Поэтому мы решили оси координат связать с главными направлениями упругости. Этот прием упростил формулы и сильно облегчил их анализ в общем виде.

Дифференциальное уравнение равновесия сохраняет свою каноническую форму.

В приближенном методе, которым вначале решается свободно опертая пластина, мы выражаем граничные условия в этих же координатах.

Удалось привести функцию нагрузки к довольно простому выражению, что дало возможность провести полный анализ зависимости критической нагрузки от выбранного наклона главного направления.

§1. Общетеоретическая часть

Условие равновесия ортотропной пластины, нагруженной в своей плоскости, выражается следующим известным уравнением [1]:

$$\begin{aligned} D_x \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2D_{xy} \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_y \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = \\ = q_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2q_t \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + q_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2}, \end{aligned} \quad (1)$$

где x и y – главные направления упругости; q_x и q_y – сжимающие погонные нагрузки, параллельные осям x и y ; q_t – погонная касательная нагрузка.

При рассмотрении устойчивости пластины направляем оси координат вдоль главных направлений упругости, а форме равновесия удовлетворяем, подобрав для w выражение, удовлетворяющее крайним условиям в выбранных координатах.

Бесконечно длинная пластина с наклонно ориентированным главным направлением под влиянием любой нагрузки: нормальной, касательной или их комбинации – теряет устойчивость с образованием наклонной волны к направлению действия силы и, в общем случае, также и к главному направлению упругости.

Форма волны получается сложной, но с достаточной степенью точности можно предположить, как это сделал для изотропной пластины Тимошенко, что гребень волны идет по прямой линии.

Поэтому форму волны, получающейся при потере устойчивости, выражаем уравнением (рис. 1):

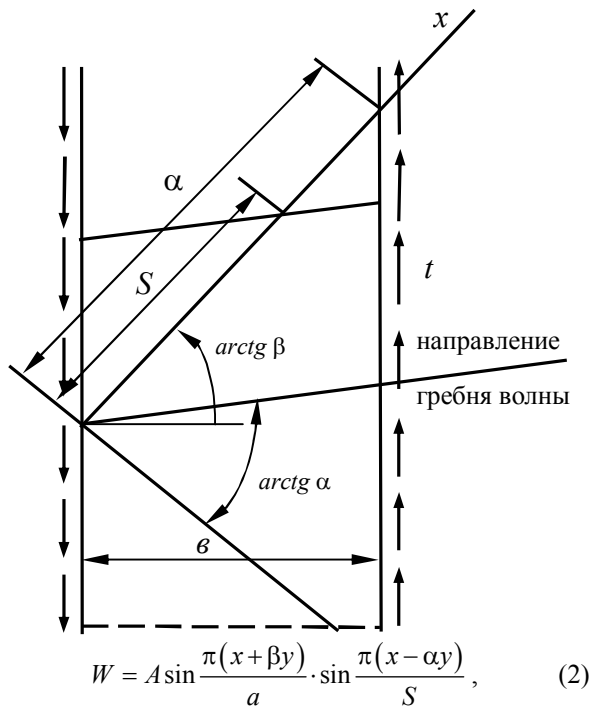


Рис. 1. Бесконечно длинная ортотропная пластина под действием нагрузок q и t

где β – тангенс угла наклона главного направления «X» к поперечному размеру пластины; α – тангенс угла наклона гребня волны к оси «Y»; a – отрезок оси X, заключенный между сторонами пластины; S – отрезок оси X, заключенный между гребнями двух соседних полуволн.

Членом $\sin \frac{\pi(x+\beta y)}{a}$ обеспечивается граничное условие $W = 0$ на продольных сторонах пластины.

Граничное условие $M = 0$ не обеспечено.

Выразим q_x , q_y и q_t , зависящие от q и t – погонных нагрузок сжатия и сдвига, действующих на контуре пластины, через β :

$$\begin{aligned} q_x &= -q \frac{\beta^2}{1+\beta^2} + t \frac{2\beta}{1+\beta^2}; \\ q_y &= -q \frac{1}{1+\beta^2} - t \frac{2\beta}{1+\beta^2}; \\ q_t &= q \frac{\beta}{1+\beta^2} - t \frac{1-\beta^2}{1+\beta^2}. \end{aligned} \quad (3)$$

Вставив выражения (2) и (3) и уравнение (1), получим:

$$\begin{aligned} &\pi^4 \left\{ D_x \left[\frac{1}{a^4} + \frac{6}{a^2 s^2} + \frac{1}{s^4} \right] + \right. \\ &+ 2 D_{xy} \left[\frac{\beta^2}{a^4} + \frac{\beta^2}{a^2 s^2} - \frac{4\beta\alpha}{a^2 s^2} + \frac{a^2}{a^2 s^2} + \frac{a^2}{s^4} \right] + \\ &+ D_y \left[\frac{\beta^4}{a^4} + \frac{6\alpha^2 \beta^2}{a^2 s^2} + \frac{\alpha^4}{s^4} \right] \left. \right\} \times \\ &\times \sin \frac{\pi(x+\beta y)}{a} \sin \frac{\pi(x-\alpha y)}{s} - \\ &- \pi^4 \left\{ D_x \left[\frac{4}{a^3 s} + \frac{4}{as^3} \right] + \right. \\ &+ 2 D_{xy} \left[\frac{2\beta^2}{a^3 s} - \frac{2\beta\alpha}{a^3 s} - \frac{2\beta\alpha}{as^3} + \frac{2\alpha^2}{as^3} \right] + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& +D_y \left[\frac{4\beta^3\alpha}{a^3s} + \frac{4\beta\alpha^3}{as^3} \right] \times \\
& \times \cos \frac{\pi(x+\beta y)}{a} \cos \frac{\pi(x-\alpha y)}{s} = \\
& = \frac{\pi^2}{1+\beta^2} \left[q \frac{(\beta+\alpha)^2}{s^2} + t^2 \frac{2(\beta+\alpha)(\beta\alpha-1)}{s^2} \right] \times \\
& \times \sin \frac{\pi(x+\beta y)}{a} \sin \frac{\pi(x-\alpha y)}{s} + \\
& + \frac{\pi^2}{1+\beta^2} t \frac{2\beta(1+\beta\alpha)}{as} \cos \frac{\pi(x+\beta y)}{a} \times \\
& \times \cos \frac{\pi(x-\alpha y)}{s}. \quad (4)
\end{aligned}$$

Умножив уравнение (4) на

$$\sin \frac{\pi(x+\beta y)}{a} \sin \frac{\pi(x-\alpha y)}{s}$$

и произведя двойное интегрирование сперва по $(x+\beta y)$ от 0 до a , потом по $(x-\alpha y)$ от 0 до s , учтем, что

$$\begin{aligned}
& \int_0^a \int_0^s \sin^2 \frac{\pi(x+\beta y)}{a} \sin^2 \frac{\pi(x-\alpha y)}{s} \times \\
& \times d(x+\beta y) d(x-\alpha y) = \frac{as}{4}, \\
& \int_0^a \int_0^s \sin \frac{\pi(x+\beta y)}{a} \cos \frac{\pi(x+\beta y)}{a} \times \\
& \times \sin \frac{\pi(x-\alpha y)}{s} \cos \frac{\pi(x-\alpha y)}{s} \times \\
& \times d(x+\beta y) d(x-\alpha y) = 0.
\end{aligned}$$

Вынесем в левой части множитель $\frac{1}{a^2s^2}$, в пра-

вой части – множитель $\frac{1}{s^2}$. Сократим обе части

уравнения на $\frac{\pi^2}{s^2}$. Примем $\left(\frac{a}{s}\right)^2 = \gamma$. Учтя, что

$a^2 = \epsilon^2(1+\beta^2)$, ϵ – ширина рассматриваемой пла-

стины, получим уравнение (4) в следующем виде:

$$\frac{\pi^2 D_x}{\epsilon^2} \left[\frac{1}{\gamma} + 6 + \gamma + \frac{2D_{xy}}{D_x} \times \right.$$

$$\begin{aligned}
& \times \left(\frac{\beta^2}{\gamma} + \beta^2 - 4\beta\alpha + \alpha^2 + \gamma\alpha^2 \right) + \\
& + \frac{D_y}{D_x} \left(\frac{\beta^4}{\gamma} + 6\beta^2\alpha^2 + \gamma\alpha^4 \right) \Bigg] = \\
& = q(\beta+\alpha)^2 + t^2(\beta+\alpha)(\beta\alpha-1). \quad (5)
\end{aligned}$$

Здесь D_x – максимальная жесткость, направленная вдоль оси x ; D_y – минимальная жесткость, направленная вдоль оси y ;

$$2D_{xy} = 2D_\kappa + \mu_x D_y + \mu_y D_x,$$

где D_κ – жесткость кручения.

В дальнейшем будем принимать:

$$2 \frac{D_{xy}}{D_x} = S \quad \text{и} \quad 2 \frac{D_y}{D_x} = T.$$

При выбранном главном направлении β критическая нагрузка q или t . В случае совместно действующих сжимающих и касательных нагрузок принимаем $t_c = mq_c$, где $m = const$ является функцией двух независимых переменных γ и α . Последние определяются из уравнений:

$$\frac{\partial q}{\partial \gamma} = 0; \quad \frac{\partial q}{\partial \alpha} = 0$$

(при анализе изолированно действующей касательной нагрузки вместо q пишем t).

Первое уравнение одинаковое для всех случаев нагружения и дает следующее выражение:

$$\gamma^2 = \frac{1+s\beta^2+T\beta^4}{1+s\alpha^2+T\alpha^4}.$$

Подставим это значение γ в уравнение (5), получим:

$$\begin{aligned}
& q(\beta+\alpha)^2 + 2t(\beta+\alpha)(\beta\alpha-1) = \frac{\pi^2 D_x}{\epsilon^2} \times \\
& \times \left[2\sqrt{(1+s\beta^2+T\beta^4)(1+s\alpha^2+T\alpha^4)} + \right. \\
& \left. + 6 + s\beta^2 + s\alpha^2 - 4s\beta\alpha + 6T\beta^2\alpha \right]. \quad (6)
\end{aligned}$$

Теперь внешняя нагрузка является функцией только β и α .

В дальнейшем будем принимать:

$$q_{\text{крит.}} = \frac{\pi^2 D_x}{\epsilon^2} K_q; \quad t_{\text{крит.}} = \frac{\pi^2 D_x}{\epsilon^2} K_t$$

и рассматривать только безразмерные коэффициенты K_q и K_t , и K_{qc} и K_{tc} в случае их совместного действия.

В этих безразмерных коэффициентах уравнение (6) принимает вид

$$\begin{aligned} K_q(\beta + \alpha)^2 + 2K_t(\beta + \alpha)(\beta\alpha - 1) = \\ = 2\sqrt{(1 + s\beta^2 + T\beta^4)(1 + s\alpha^2 + T\alpha^4)} + \\ + 6 + S\beta^2 - 4s\beta\alpha + s\alpha^2 + 6T\beta^2\alpha^2. \end{aligned} \quad (7)$$

§2. Предельные значения условных экстремумов функции двух переменных при одном произвольно фиксируемом (Геометрический смысл *minimax*'а)

Переменные α и β функции $f(\alpha, \beta)$, экстремумы которой ищем при произвольно фиксируемом β , должны удовлетворять следующему уравнению:

$$\frac{\partial f(\alpha, \beta)}{\partial \alpha} = 0, \quad (8)$$

сами экстремумы зависят от β . Отсюда следует, что они могут иметь свои максимальные и минимальные значения.

Определим условия, которым должна удовлетворять функция $f(\alpha, \beta)$ при минимальном максимуме или максимальном минимуме $f(\alpha, \beta)$.

Определяются они знаком

$$\begin{aligned} d^2 f(\alpha, \beta) = \frac{\partial^2 f}{\partial \alpha^2} d\alpha^2 + 2 \frac{\partial^2 f}{\partial \alpha \cdot \partial \beta} d\alpha \times \\ \times d\beta + \frac{\partial^2 f}{\partial \beta^2} d\beta^2 = 0, \end{aligned} \quad (9)$$

где β – независимая переменная, а α – зависимая.

Из (8) имеем:

$$\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha^2} d\alpha + \frac{\partial^2 f}{\partial \alpha \cdot \partial \beta} d\beta = 0$$

или

$$d\alpha = - \frac{\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha \partial \beta}}{\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha^2}} d\beta.$$

Заменим $d\alpha$ через $d\beta$ в уравнении (9). Получим:

$$\frac{d^2 f}{d\beta^2} = \frac{\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha^2} \cdot \frac{\partial^2 f}{\partial \beta^2} - \left(\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha \partial \beta} \right)^2}{\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha^2}}. \quad (10)$$

Минимумы $f(\alpha, \beta)$ при произвольно фиксируемом β имеем при $\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha^2} > 0$, соответственные мак-

симумы – при $\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha^2} < 0$.

Максимальный минимум требует $\frac{\partial^2 f}{\partial \beta^2} < 0$, а, соответственно, минимальный максимум требует $\frac{\partial^2 f}{\partial \beta^2} > 0$. Из выражения (10) видим, что оба эти ус-

ловия выполняются при

$$\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha^2} \cdot \frac{\partial^2 f}{\partial \beta^2} - \left(\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha \cdot \partial \beta} \right)^2 < 0. \quad (11)$$

Найдем еще одно условие, которому должна удовлетворять функция $f(\alpha, \beta)$ при *minimax*'ах.

Согласно способу множителей Лагранжа можем записать

$$\frac{\partial f}{\partial \alpha} + \lambda \frac{\partial^2 f}{\partial \alpha^2} = 0; \quad \frac{\partial f}{\partial \beta} + \lambda \frac{\partial^2 f}{\partial \alpha \cdot \partial \beta} = 0.$$

Отсюда следует, что

$$\alpha = \frac{\frac{\partial f}{\partial \alpha}}{\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha^2}} = \frac{\frac{\partial f}{\partial \beta}}{\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha \cdot \partial \beta}}, \quad (12)$$

$\frac{\partial^2 f}{\partial \alpha \cdot \partial \beta}$ имеет значение отличное от нуля, ибо в противном случае $\frac{\partial f}{\partial \alpha}$ и $f(\alpha, \beta)$ были бы линейными функциями от β .

Левая часть уравнения (12) имеет числитель, равный нулю, и знаменатель, отличный от нуля. Отсюда следует, что и $\frac{\partial f}{\partial \beta} = 0$.

Формулируем следующее: максимальный минимум или минимальный максимум функции двух переменных, из которых одна произвольно фиксируемая, в отличие от абсолютного экстремума, определяется отрицательным значением дискриминанта.

§3. Сжатие

В случае изолированно действующего сжатия уравнение (7) представим в виде

$$K_q = \frac{2\sqrt{(1+s\beta^2+T\beta^4)(1+s\alpha^2+T\alpha^4)}}{(\beta+\alpha)^2} + \frac{6+S\beta^2-4s\beta\alpha+s\alpha^2+6T\beta^2\alpha^2}{(\beta+\alpha)^2}. \quad (13)$$

Приравняем нулю первую производную по α :

$$\begin{aligned} \frac{\partial K_q}{\partial \alpha} = & \frac{2}{(\beta+\alpha)^2} \sqrt{\frac{1+s\beta^2+T\beta^4}{1+s\alpha^2+T\alpha^4}} \times \\ & \times (-2+S\beta\alpha-s\alpha^2+2T\beta\alpha^3) + \\ & + \frac{6}{(\beta+\alpha)^2} (-2+s\beta\alpha-s\beta^2+2T\beta^3\alpha) = 0. \end{aligned} \quad (14)$$

Для любого фиксированного наклона главного направления упругости находим α , вставив соответствующее β в уравнение (14). Определив α ,

находим $\frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha^2}$ – уравнение (20) (см. ниже). Если оно положительно, то, вставив β и α в выражение

(13), получаем коэффициент критической нагрузки сжатия – K_q .

Разным наклонам главного направления упругости соответствуют разные K_q . Для практических целей желательно знать весь диапазон изменений K_q , его максимальное и минимальное значения и соответствующие им направления главных осей. Назовем эти направления β -экстремум. Конструкторам выгодно пользоваться тем направлением, которое дает $K_{q\max}$. Назовем это направление β -оптимум.

Для нахождения β -экстремума добавляем к уравнению (14) уравнение

$$\frac{\partial K_q}{\partial \beta} = 0. \quad (15)$$

Тогда

$$\begin{aligned} \frac{\partial K_q}{\partial \beta} = & \frac{1}{(\beta+\alpha)^2} \sqrt{\frac{1+s\alpha^2+T\alpha^4}{1+s\beta^2+T\beta^4}} \times \\ & \times (-2+S\beta\alpha-s\beta^2+2T\beta^3\alpha) + \\ & + \frac{3}{(\beta+\alpha)^2} (-2+s\beta\alpha-s\alpha^2+2T\beta\alpha^3) = 0. \end{aligned} \quad (16)$$

Ищем вещественные корни уравнений (14) и (16).

Их числители должны быть равны нулю.

Отсюда получаем два уравнения::

$$\begin{aligned} \sqrt{\frac{1+s\beta^2+T\beta^4}{1+s\alpha^2+T\alpha^4}} (-2+S\beta\alpha-s\alpha^2+2T\beta\alpha^3) = \\ = 3(2-s\beta\alpha+s\beta^2-2T\beta^3\alpha); \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \sqrt{\frac{1+s\alpha^2+T\alpha^4}{1+s\beta^2+T\beta^4}} (2-S\beta\alpha+s\beta^2-2T\beta^3\alpha) = \\ = 3(-2+s\beta\alpha-s\alpha^2+2T\beta\alpha^3). \end{aligned} \quad (18)$$

Разделим левую часть уравнения (17) на правую (18), а правую (17) – на левую (18):

$$\frac{1}{3} \sqrt{\frac{1+s\beta^2+T\beta^4}{1+s\alpha^2+T\alpha^4}} = 3 \sqrt{\frac{1+s\beta^2+T\beta^4}{1+s\alpha^2+T\alpha^4}}.$$

Данное равенство возможно при:

1) $\alpha = \infty$ и $\beta = a$ или $\beta = 0$,

и при:

2) $\beta = \infty$ и $\alpha = a$ или $\alpha = 0$.

Проверим, какие из этих случаев удовлетворяют условиям

$$\frac{\partial K_q}{\partial \alpha} = \frac{\partial K_q}{\partial \beta} = 0$$

и уравнениям (14) и (16).

В случае $\alpha = \infty$, $\beta = a$:

$$\frac{\partial K_q}{\partial \beta} = \sqrt{\frac{T}{1+sa^2+Ta^4}} (sa + 2Ta^3) + 6Ta \neq 0.$$

В случае $\beta = \infty$, $\alpha = a$:

$$\frac{\partial K_q}{\partial \alpha} = \sqrt{\frac{T}{1+sa^2+Ta^4}} (sa + 2Ta^3) + 6Ta \neq 0.$$

В случаях $\alpha = \infty$, $\beta = 0$ и $\beta = \infty$, $\alpha = 0$:

$$\frac{\partial K_q}{\partial \alpha} = \frac{\partial K_q}{\partial \beta} = 0.$$

Разобрав случай, когда знаменатели уравнений (14) и (16) равны ∞ , мы получили тот же результат.

Таким образом, остаются только два случая:

1) $\beta = \infty$, $\alpha = 0$;

2) $\beta = 0$, $\alpha = \infty$.

Проверим, какого рода эти экстремумы.

Определим значения вторых производных:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha^2} = \frac{2}{(\beta + \alpha)^4} & \left\{ \left[\sqrt{\frac{1+s\beta^2+T\beta^4}{1+s\alpha^2+T\alpha^4}} \times \right. \right. \\ & \times \left\{ \left[\frac{-s\alpha - 2T\alpha^3}{1+s\alpha^2+T\alpha^4} (-2 + s\beta\alpha - s\alpha^2 + 2T\beta\alpha^3) + \right. \right. \\ & + s\beta - 2s\alpha + 6T\beta\alpha^2 \Big] - 3(\beta + \alpha) \times \\ & \times (-2 + s\beta\alpha - s\alpha^2 + 2T\beta\alpha^3) \Big\} + \\ & + 3 \left[(s\beta + 2T\beta^3)(\beta + \alpha) - \right. \\ & \left. \left. - 3(-2 + s\beta\alpha - s\beta^2 + 2T\beta^3\alpha) \right] \right\}. \end{aligned} \quad (19)$$

$$\frac{\partial^2 K_q}{\partial \beta^2} - \text{такое же выражение, в котором } \beta \text{ и } \alpha \text{ пе-}$$

реставлены местами;

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha \partial \beta} = \frac{2}{(\beta + \alpha)^4} \times \\ \times \left\{ \left[\frac{(s\beta + 2T\beta^3)(-2 + s\beta\alpha - s\alpha^2 + 2T\beta\alpha^3)}{\sqrt{(1+s\alpha^2+T\alpha^4)(1+s\beta^2+T\beta^4)}} + \right. \right. \\ + \sqrt{\frac{1+s\beta^2+T\beta^4}{1+s\alpha^2+T\alpha^4}} (s\alpha + 2T\alpha^3) + \\ + 3(s\alpha - 2s\beta + 6T\beta^2\alpha) \Big] (\beta + \alpha) - \\ - 3 \left[\sqrt{\frac{1+s\beta^2+T\beta^4}{1+s\alpha^2+T\alpha^4}} \times \right. \\ \times (-2 + s\beta\alpha - s\alpha^2 + 2T\beta\alpha^3) - \\ \left. \left. - 3(-2 + s\beta\alpha - s\beta^2 + 2T\beta^3\alpha) \right] \right\}. \end{aligned} \quad (20)$$

При $\beta = 0$ и $\alpha = \infty$ получаем:

$$\frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha^2} = \frac{2}{\alpha^4} \left[\frac{3S - 4T\beta\alpha}{\sqrt{T}} + 18 - 6s\beta\alpha \right].$$

Для случая $\beta \rightarrow 0$, $\alpha \rightarrow \infty$ уравнение (17) можно переписать в следующем виде:

$$\begin{aligned} \frac{1}{\sqrt{T} \cdot \alpha^2} (-s\alpha^2 + 2T\beta\alpha \cdot \alpha^2) + \\ + 3(-2 + S\beta\alpha) = 0. \end{aligned}$$

Определив отсюда β через α , получаем:

$$\beta = \frac{1}{\alpha} \frac{s + 6\sqrt{T}}{(2T + 3s\sqrt{T})}.$$

Вставим полученное выражение в уравнения (19) и (20):

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha^2} = \frac{2 \left(6 + \frac{s}{\sqrt{T}} \right)}{\alpha^4} > 0; \\ \frac{\partial^2 K_q}{\partial \beta^2} = 2(s\sqrt{T} + 6T); \\ \frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha \partial \beta} = \frac{2}{\alpha^2} (2\sqrt{T} + 3s). \end{aligned}$$

Отсюда

$$\frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha^2} \cdot \frac{\partial^2 K_q}{\partial \beta^2} - \left(\frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha \partial \beta} \right)^2 =$$

$$= \frac{32}{\alpha^4} (2\sqrt{T} + s)(2\sqrt{T} - s).$$

Знак дискриминанта определяется вторым множителем или значением $s - 2\sqrt{T}$.

При $s - 2\sqrt{T} > 0$ имеем отрицательное значение дискриминанта, тогда K_q – максимум.

При $s - 2\sqrt{T} < 0$ имеем положительное значение дискриминанта, тогда K_q – минимум.

Случай $\beta = \infty$, $\alpha = 0$ дает те же результаты.

Определим K_q для этих значений β . Вставив $\beta = 0$ и $\alpha = \infty$, или $\beta = \infty$ и $\alpha = 0$ в уравнение (13), получим

$$K_{qn} = s + 2\sqrt{T} = \frac{2D_{xy}}{D_x} + 2\sqrt{\frac{D_y}{D_x}}, \quad (21)$$

где K_{qn} обозначает критическую нагрузку сжатия при нормальных положениях главного направления упругости: вертикальном или горизонтальном. Это значение известно в литературе.

Определим остальные вещественные корни.

Перемножим уравнения (17) и (18). Предварительно перенесем рациональные слагаемые в правую сторону.

Получаем уравнение

$$(2 - s\beta\alpha + s\beta^2 - 2T\beta^3\alpha) \times$$

$$\times (2 - s\beta\alpha + s\alpha^2 - 2T\beta\alpha^3) = 0.$$

Судя по уравнению (17) или (18), оба множителя одновременно должны быть равны нулю.

Они дают нам два уравнения для определения наших неизвестных α и β .

Взяв разность этих двух уравнений, получаем

$$(s - 2T\beta\alpha)(\beta^2 - \alpha^2) = 0,$$

что дает три возможных связи между β и α :

$$\beta - \alpha = 0; \quad \beta + \alpha = 0; \quad s - 2T\beta\alpha = 0.$$

Выразим α через β и вставим в любое из этих двух уравнений. Приняв $\alpha = \beta$, получим

$$2 - s\beta^2 + s\beta^2 - 2T\beta^4 = 0.$$

Это выражение имеет два вещественных корня:

$$\beta = \pm \sqrt[4]{\frac{1}{T}}. \quad (22)$$

Приняв $\alpha = -\beta$, получим

$$2 + s\beta^2 + s\beta^2 + 2T\beta^4 = 0.$$

Все корни мнимые.

Множитель $(s - 2T\beta\alpha)$ корней не дает.

Таким образом, остается

$$\beta = \pm \sqrt[4]{\frac{1}{T}} = \sqrt[4]{\frac{D_x}{D_y}}.$$

Соответствующее значение α тоже равно

$$\pm \sqrt[4]{\frac{1}{T}}.$$

Вставив эти значения в уравнение (13), получим

$$K_q = 4\sqrt{T} = 4\sqrt{\frac{D_y}{D_x}}. \quad (23)$$

При $\beta = \alpha = \pm \sqrt[4]{\frac{1}{T}}$:

$$\frac{\partial K_q}{\partial \alpha} = \frac{\partial K_q}{\partial \beta} = 0;$$

$$\frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha^2} = \frac{\partial^2 K_q}{\partial \beta^2} = \frac{s\sqrt{T}}{2} + 3T > 0;$$

$$\frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha \partial \beta} = -\frac{s\sqrt{T}}{2} + 5T;$$

$$\frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha^2} \cdot \frac{\partial^2 K_q}{\partial \beta^2} - \left(\frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha \partial \beta} \right)^2 = 8T\sqrt{T}(s - 2\sqrt{T}).$$

Если $s - 2\sqrt{T} > 0$, то мы имеем минимум. Но в ортотропных конструкциях $s - 2\sqrt{T} < 0$, откуда следует, что при $\beta = \pm \sqrt[4]{\frac{D_x}{D_y}}$ получаем: K_q – максимум.

При $s = 2\sqrt{T}$:

$$K_{qn} = K_{q0} = K_q,$$

где K_q не зависит от φ (см. рис. 1).

Действительно, из уравнения (14) получаем единственную связь

$$\sqrt{T}\beta\alpha - 1 = 0.$$

Выразив β через α и вставив в уравнение (19),

убеждаемся, что $\frac{\partial^2 K_q}{\partial \alpha^2} > 0$.

Тогда, вставив это же значение в уравнение (13), получаем

$$K_q = \text{const} = 4\sqrt{T} = 4\sqrt{\frac{D_y}{D_x}}.$$

При $S = 2T$ – случай металлического листа, подкрепленного частыми стрингерами,

$$K_{qn} = 2\frac{D_y}{D_x} + 2\sqrt{\frac{D_y}{D_x}}.$$

Для этого случая

$$\frac{K_{q0}}{K_{qn}} = \frac{4\sqrt{\frac{D_y}{D_x}}}{2\left(\frac{D_y}{D_x} + \sqrt{\frac{D_y}{D_x}}\right)} = \frac{2}{1 + \sqrt{\frac{D_y}{D_x}}},$$

т.е. пластина с большим соотношением главных жесткостей при наклоне главного направления с углом φ имеет критическую нагрузку почти в два раза большую, чем при нормально ориентированных главных направлениях.

Выводы

Экстремальные значения K_q получаются при нормальных положениях главной оси упругости ($\beta = 0$ или $\beta = \infty$) и при наклоне главного направления упругости, определяемого углом

$$\varphi = \arctg 4\sqrt{\frac{D_x}{D_y}}.$$

$$\text{Для } \varphi = 0 \text{ и } \varphi = \frac{\pi}{2}: K_{qn} = \frac{2D_{xy}}{D_x} + 2\sqrt{\frac{D_y}{D_x}}.$$

$$\text{Для } \varphi = \arctg 4\sqrt{\frac{D_x}{D_y}}: K_{q0} = 4\sqrt{\frac{D_y}{D_x}}.$$

При $D_{xy} < \sqrt{D_x D_y}$ K_{qn} дает минимальное значение, а K_{q0} – максимальное значение K_q .

При $D_{xy} > \sqrt{D_x D_y}$ – наоборот.

$$\text{При } D_{xy} = \sqrt{D_x D_y} \quad K_q = \text{const} = 4\sqrt{\frac{D_y}{D_x}}.$$

$$\text{При } D_{xy} = D_y < D_x \quad \frac{K_{q0}}{K_{qn}} = \frac{2}{1 + \sqrt{\frac{D_y}{D_x}}}$$

и повышение критической нагрузки сжатия при оптимальном наклоне главного направления к критической нагрузке при нормальном наклоне – стремится к 2 при увеличении отношения D_x / D_y .

Литература

1. Лехницкий С.Г. Устойчивость анизотропных пластинок. Пособие для авиаконструкторов. – М.: ОГИЗ Гостехиздат, 1943.
2. Лехницкий С.Г. Анизотропные пластинки. – М.-Л.: ОГИЗ Гостехиздат, 1947. – 355 с.
3. Балабух Л.И. Устойчивость фанерных пластинок // Техника воздушного флота. – 1937. – № 9.
4. Руководство конструкторов. Т. 1. – М., 1943. – § 36333.
5. Roberts H. The Elasticity of Plywood // Aircraft Engineering. – March, 1944.

АННОТАЦИИ

УДК 621.91.002

Ясєв О.Г., Пась Р.В. **Прогнозування кількості оснастки при технологічній підготовці виробництва** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 5 (21). – С. 5 – 8.

Обґрунтовано можливість більш точного визначення кількості технологічної оснастки необхідної для організації майбутнього виробництва, що планується. Розроблено загальний алгоритм вибору кількості технологічної оснастки різного виду. Представлено приклад реалізації алгоритму для вибору кількості різального інструменту.

Іл. 1. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 621.923

Горбачов А.А. **Визначення технологічних параметрів планетарного глибинного шліфування плоских поверхонь** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 5 (21). – С. 9 – 11.

Описано алгоритм розрахунку технологічних параметрів процесу планетарного плоского шліфування, що забезпечують сприятливі умови стружкоутворення за рахунок можливості прояву адсорбційного ефекту Ребіндера.

Іл. 2. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 629.73.004.8:532.525.6

Набокїна Т.П. **Дослідження процесів розділового різання металів надзвуковими високотемпературними струменями** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 5 (21). – С. 12 – 16.

При реалізації технології розділового різання в процесі утилізації літальних апаратів встановлено суттєвий вплив динамічного напору ріжучих струменів на формування зони різання. Проведений аналіз фізичних процесів плавлення, розміщення і руйнування матеріалу в зоні різання. На підставі цього створена розрахунково-аналітична модель досліджуваних процесів. Виконані тестові розрахунки процесу розділового різання з урахуванням так званого «пробою» розміщеного матеріалу і встановлено прийнятну відповідність теоретичної моделі експериментальним даним.

Іл. 4. Бібліогр.: 11 назв.

УДК 621.7.044

Имаев В., Имаев Р., Сафиуллин Р., Бек В. **Прогрессивные титановые материалы аэрокосмического назначения – современное состояние и перспективы** // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2005. – № 5 (21). – С. 17 – 22.

UDC 621.91.002

Yasev A., Pas R. **Prediction of quantity of an equipment at technological opening-up of effecting** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 5 (21). – P. 5 – 8.

The capability of more precise quantifying of a technological equipment indispensable for organization of the future budgeted effecting is justified. The general algorithm of selection of quantity of a technological equipment of a different kinds is designed. The example of implementation of algorithm for selection of quantity of a cutting tool is submitted.

Fig. 1. Ref.: 7 items.

UDC 621.923

Gorbachev A. **Designation for technologic parameters of planet deep grinding for planar surface** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 5 (21). – P. 9 – 11.

We describe the algorithm of accounting the technologic parameters of planet planar grinding process that avoid a good conditions of chip forming at the expense of capabilities staining Rabinder adsorption effect.

Fig. 2. Ref.: 4 items.

UDC 629.73.004.8:532.525.6

Nabokina T. **Research of carbros of dividing cutting of metals by supersonic high temperature streams** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 5 (21). – P. 12 – 16.

During realization of technology of dividing cutting in the process of utilization of aircraft substantial influence of dynamic pressure of cutting streams is set on forming of area of cutting. The analysis of physical processes of melting, undurability and destructions of material is conducted in the area of cutting. On the basis of it the calculation-analytical model of the explored processes is created. The tests calculations of process of dividing cutting are executed taking into account the so-called «hasp» of undurable material and acceptable accordance of theoretical model is set to experimental information.

Fig. 4. Ref.: 11 items.

УДК 621.7.044

Имаев В., Имаев Р., Сафиуллин Р., Бек В. **Прогрессивні титанові матеріали аерокосмічного призначення – сучасний стан і перспективи** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 5 (21). – С. 17 – 22.

Жаростойкие Ti- и TiAl-сплавы необходимы в самолетах и двигателях для снижения веса. Традиционными конструкционными материалами для применения при повышенных температурах, более чем 350°C, являются Ni-сплавы, подобные IN 625 и IN718. К сожалению, удельный вес Ni-сплавов более чем в 2 раза превышает удельный вес Ti- и TiAl-сплавов. Деформируемые Ti-сплавы нельзя использовать при температурах выше ~450°C. Их применение при более высоких температурах ограничено низкой сопротивляемостью к окислению и насыщению водородом, а также резким снижением свойства жаропрочности. TiAl-материал сохраняет свой высокий уровень жаропрочности и жаростойкости до температур более чем 800°C. Однако, высокие эксплуатационные свойства имеют негативные последствия на процесс их штамповки. При комнатной температуре этот материал является очень хрупким. Относительное удлинение до разрыва составляет менее чем 2%. Холодная штамповка совершенно невозможна. Достаточная пластичность создается только при штамповочных температурах более чем 980°C. Тем не менее штамповочные напряжения остаются высокими. Выше 980°C пластические свойства достаточны для значительных по величине деформаций. Становится возможной штамповка-раздача и горячая штамповка типовых конфигураций деталей из листового материала давлением газов. В настоящее время штамповка деталей осуществляется при температурах до 1150°C, давлении газов – до 50 бар. Был накоплен значительный опыт в конструировании и изготовлении штамповочной оснастки и управлении процессом обработки давлением. Установка для горячей обработки давлением газов обладает достаточно высокими повторяемостью результата и надежностью. Существующая нехватка TiAl листового материала будет преодолена в ближайшем будущем. Геометрия испытанных образцов очень ясно указывает на высокий потенциал изделий из TiAl листового материала в отношении новых применений, направленных на снижение веса с помощью новых металлических сплавов.

Ил. 8. Библиогр.: 5 назв.

УДК 621.311.014.3

Панченко А.Н. Исследование переходных процессов при наличии задержки срабатывания механического выключателя // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 5 (21). – С. 23 – 27. Рассматриваются процессы, обусловленные включением трансформатора с задержкой во времени, и последующим изменением нагрузки. Представлены зависимости переходных процессов, вызванные инерционностью контактной пары выключателя.

Ил. 3. Библиогр.: 7 назв.

Жаростійкі Ti- і TiAl-сплави необхідні в літаках і двигунах для зниження ваги. Традиційними конструкційними матеріалами для застосування при підвищених температурах, більш ніж 350°C, є Ni-сплави, подібні IN 625 і IN718. На жаль, питома вага Ni-сплавів більш ніж в 2 рази перевищує питому вагу Ti- і TiAl-сплавів. Ti-сплави, що деформуються, не можна використовувати при температурах вище ~450°C. Їх застосування при вищих температурах обмежене низькою опірністю до окислення і насичення воднем, а також різким зниженням властивості жароміцності. TiAl-матеріал зберігає свій високий рівень жароміцності і жаростійкості до температур більш ніж 800°C. Проте високі експлуатаційні властивості мають негативні наслідки на процес їх штампування. При кімнатній температурі цей матеріал є дуже крихким. Відносне подовження до розриву складає менш ніж 2%. Холодне штампування абсолютно неможливе. Достатня пластичність створюється тільки при штампувальних температурах більш ніж 980°C. Проте штампувальні напруги залишаються високими. Вище 980°C пластичні властивості достатні для значних по величині деформацій. Стає можливим штампування-роздача і гаряче штампування типових конфігурацій деталей з листового матеріалу тиском газів. В теперішній час штампування деталей здійснюється при температурах до 1150°C, тиск газів може досягати 50 бар. Був накопичений значний досвід в конструюванні і виготовленні штампувального оснащення і управлінні процесом обробки тиском. Установка для гарячої обробки тиском газів володіє достатньо високою повторюваністю результату і надійністю. Існуючий брак TiAl листового матеріалу буде подоланий в найближчому майбутньому. Геометрія випробуваних зразків дуже ясно указує на високий потенціал виробів з TiAl листового матеріалу відносно нових застосувань, направлених на зниження ваги за допомогою нових металевих сплавів.

Ил. 8. Бібліогр.: 5 назв.

UDC 621.311.014.3

Panchenko A. Research of transients at presence of delay earring-out mechanical switch // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 5 (21). – P. 23 – 27.

The processes conditioned by including of transformer with the delay in time are and following change of loading. Represented dependences of transients, caused by the inertance of contact pair of switch.

Fig. 3. Ref.:7 items.

УДК 681.5.09

Наро́жний В.В., Фі́рсов С.М., Лавошник І.В. **Відновлення працездатності систем управління мікробезпілотних літальних апаратів сигнальними підстроюваннями** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 5 (21). – С. 28 – 31.

За допомогою методу сигнальних підстроювань, алгоритми якого були синтезовані дискретним аналогом другого методу Ляпунова, забезпечується відновлення працездатності системи управління мікробезпілотного літального апарата. Це дозволяє забезпечити відмовостійкість системи з заданою якістю стосовно компенсуємих відмов із заданої множини.

Бібліогр.: 4 назви.

УДК 629.735.01

Утенкова В.В. **Вплив форми крила в плані на розмірність літака** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 5 (21). – С. 32 – 37.

Запропоновано математичні моделі, що дозволяють оцінити вплив форми й геометричних параметрів крила в плані на розміри горизонтального й вертикального оперення, на подовження хвостової частини фюзеляжу й на розмірність усього літака

Табл. 2. Іл. 6. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 681.518.54

Миргород В.М., Ранченко Г.С. **Імовірнісні характеристики трендової статистики Хальда-Аббе при обробці параметрів реєстрації ГТД** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 5 (21). – С. 38 – 42.

Виконано оцінку імовірнісних характеристик критерію Хальда-Аббе для виявлення тренду при статистичній обробці даних в автоматизованих системах контролю і діагностики стану ГТД.

Бібліогр.: 15 назв.

УДК 681.32

Емад А.Р., Федорович О.Є. **Системна імітаційна модель багаторівневого планування державної програми розвитку авіаційної техніки** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 5 (21). – С. 43 – 46.

Запропонована багаторівнева система мережевого планування державної програми розвитку авіаційної техніки. Використовуючи метод системного імітаційного моделювання, побудована подієва модель мережевого планування. Внутрішні механізми планування засновані на знанняорієнтованих структурах.

Іл. 1. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 629.391

Баранник В.В., Гуржий П.М. **Поліадичне кодування масивів довжин серій в змішаній системі ос-**

UDC 681.5.09

Narozhnyy V., Firsov S., Lavoshnik I. **Recovery Functionability Of Control Systems Micro Unmanned Flight Vehicles By Signal Setups** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 5 (21). – P. 28 – 31.

Through a method of signal setups, which algorithms were synthesized by discrete clone of the second Lyapunov's method, the recovery functionability of control system micro unmanned flight vehicle is provided. It allows ensuring fault tolerance of a system with preset quality in relation to indemnified refusals from preset set.

Ref.: 4 items.

UDC 629.735.01

Utenkova V. **Effect of wing shape on airplane dimensions** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 5 (21). – P. 32 – 37.

Mathematical models allowing to evaluate the effect of wing shape and wing geometrics in plane view on tail unit dimensions, fuselage tail-end extension and airplane dimensions are suggested.

Tabl. 2. Fig. 6. Ref.: 7 items.

UDC 681.518.54

Mirgorod V., Ranchenko G. **Probabilistic performances of trend statistics by Hald Abbe at processing registration parameters of GTE** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 5 (21). – P. 38 – 42.

The estimation of probabilistic performances of criterion Хальда-Аббе for detection of a trend is executed at statistical data processing in the automatized monitoring systems and diagnostics of state of a turbine engine.

Ref.: 15 items.

UDC 681.32

Emad A., Fedorovich O. **System simulation model of multilevel planning of government program of development of aerotechics** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 5 (21). – P. 43 – 46.

The multilevel system of the network planning of the government program of development of aerotechics is offered. Using the method of system imitation design, the event model of the network planning is built. The internal mechanisms of planning are based on knowledge directed structures.

Fig. 1. Ref.: 4 items.

UDC 629.391

Barannik V., Gurgiy P. **Polyadical encoding of arrays of lengths of series in the mixed system of grounds** //

нов // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 5 (21). – С. 47 – 51.

Розробляється стиск масивів довжин серій на основі поліадичного кодування в змішаному просторі. Дане кодування дозволяє знизити кількість розрядів, втрачаємих на представлення службової інформації.

Іл. 1. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.317.76.089.68:621.373.82

Чинков В.М., Нарезжній О.П. **Дослідження режимів взаємодії прецизійних мір частоти з близькими частотами** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 5 (21). – С. 52 – 56.

У роботі виявлені і класифіковані режими взаємодії прецизійних мір частоти при різних початкових відбудуваннях від номінального значення частоти, обумовлені похибкою від взаємодії через канали зв'язування.

Іл. 4. Бібліогр.: 9 назв.

УДК 389:681.2-501.72.004.15

Чинков В.М., Спренне В.С. **Система показників ефективності застосування пересувних лабораторій вимірювальної техніки** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 5 (21). – С. 57 – 61.

Запропоновано систему показників ефективності застосування пересувних лабораторій вимірювальної техніки для метрологічного обслуговування парку військової вимірювальної техніки. Вона дозволяє відомими методами математичного моделювання реалізувати оцінювання ефективності застосування пересувних лабораторій вимірювальної техніки.

Табл. 1. Іл. 1. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 001.89

Латкін М.О., Єфремова Г.В., Чумаченко І.В. **Ідентифікація ризиків на етапах життєвого циклу проекту** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 5 (21). – С. 62 – 65.

Розглянуто проблеми класифікації ризиків на початкових стадіях життєвого циклу проекту. Сформовані основні групи проектних ризиків, запропоновано їх ідентифікація, формалізація за допомогою імовірнісного підходу. Це дозволяє структурувати типові ризики проекту, проводити їх якісний та кількісний аналіз, моделювати різні сценарії реалізації проекту з урахуванням несприятливих подій.

Табл. 1. Іл. 1. Бібліогр.: 3 назв.

УДК 681.311

Федорович О.Є., Плохов С.С. **Ризикорієнтований підхід до створення інформаційних керуючих систем на базі компонент повторного використання** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 5 (21). – С. 66 – 69.

Aerospace technic and technology. – 2005. – № 5 (21). – P. 47 – 51.

The compression of arrays of lengths of series on the basis of polyadical is developed encoding in the mixed space. This encoding allows to reduce the quantity of the digits expended on presentation of service information.

Fig. 1. Ref.: 4 items.

UDC 621.317.76.089.68:621.373.82

Chinkov V., Narezshny A. **Research of interaction modes precision measures of frequency with close frequencies** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 5 (21). – P. 52 – 56.

In the work are detected and classified the interaction modes of precision measures of frequency are assorted for different initial deviations from a rated value of frequencies conditioned by inaccuracy of interaction through channels of comparison.

Fig. 4. Ref.: 9 items.

UDC 389:681.2-501.72.004.15

Chinkov V., Sprenne V. **Efficiency of mobile measuring engineering laboratories application indexes system** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 5 (21). – P. 57 – 61.

The efficiency of mobile measuring engineering laboratories application indexes system for metrological service of military measuremeans park is offered. It allows to realize by know method of mathematical modeling assessing The capability of efficiency mobile measuring engineering laboratories application.

Tabl. 1. Fig. 1. Ref.: 10 items.

UDC 001.89

Latkin M., Efremowa A., Chumachenko I. **Identification to risk at initial stages of life cycle of the project** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 5 (21). – P. 62 – 65.

In article problems of classification to risk at initial stages of life cycle of the project are considered. The basic groups design to risk are generated, their identification, formalization with the help probabilistic the approach is offered. It allows to structure sample risks of the project to carry out their qualitative and quantitative analysis, to model various scripts of realization of the project in view of adverse events.

Tabl. 1. Fig. 1. Ref.: 3 items.

UDC 681.311

Fedorovich O., Plovov S. **Rick oriented approach to creation of informative managed systems on base component of the repeated use** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 5 (21). – P. 66 – 69.

Пропонується ризикоорієнтований підхід для аналізу множини варіантів проектуємих інформаційних керуючих систем (ІКС). Для створення ІКС застосовуються компоненти повторного використання. Вводиться поняття ризику «нового» і здійснюється його оцінка. Для переліку множини варіантів ІКС використана теорія переліку Пойа і Де Брейна.

Бібліогр.: 2 назви.

УДК 621.396

Веласко Еррера В.М., Веласко Еррера Г., Волосюк В.К., Льовкіна К.М., Куртов А.І. Дослідження радіотеплового випромінювання дрібномасштабної поверхні та граничних погрешностей оцінки її електрофізичних параметрів // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 5 (21). – С. 70 – 78.

Розглянуто електродинамічну модель дрібномасштабної поверхні. Проаналізовано поведінку граничних погрешностей вимірювання електрофізичних параметрів поверхні при пасивному дистанційному зондуванні за допомогою інформації Фішера.

Іл. 10. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 65.012.45

Попов В.О., Попова М.В. Задача оптимального розподілення коштів для інформаційної системи авіабудівного підприємства // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 5 (21). – С. 79 – 85.

Розглядається застосування метода динамічного програмування до задачі оптимального розподілення коштів між автоматизуємими виробничими функціональними областями підприємства, а також наведено числовий приклад рішення цієї задачі для випадку автоматизації двох функціональних областей авіабудівного підприємства.

Табл. 1. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 629.7:534.1

Неман І.Г. Стійкість нескінченно довгої ортотропної пластини із похилими головними напрямками пружності. Частина 1. Наближений метод. Стійкість пластини при односторонньому стиску // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 5 (21). – С. 87 – 95.

Викладено загальний теоретичний підхід автора та наближений метод визначення критичних зусиль у нескінченно довгій ортотропній пластині із похилими головним напрямками осей пружності відносно діючих зусиль. Надана реалізація методу для часткового випадку при односторонньому стиску. Результати отримані автором до 1946 року і до цього часу не були надруковані.

Іл. 1. Бібліогр.: 5 назв.

Risk oriented approach is offered for the analysis of great number of variants of designed IMS. For creation of IMS is actively used components of the repeated use. The concept of risk «new» is entered and estimation is carried out. For enumeration of great number of variants of IMS the theory of enumeration by Poya and De Brain is used.

Ref.: 4 items.

UDC 621.396

Velasco Errera V., Velasco Errera G., Volosyuk V., Lyovkina K., Kurtov A. Research thermal radiation of small-scale surface and extreme errors of definition its electrophysical parameters // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 5 (21). – P. 70 – 78.

Parameter estimation errors for surfaces satisfying small-scale approximation are investigated on the basis of analysis of diagonal elements of the matrix inverse to Fisher information matrix. Results of theoretical analysis and mathematical simulations are presented.

Fig. 10. Ref.: 6 items.

UDC 65.012.45

Popov V., Popova M. The problem of optimal funds distribution for information system of aircraft building enterprise // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 5 (21). – P. 79 – 85.

The dynamic programming method applied to the problem of optimal funds distribution among production functional areas of enterprise being under the automation is considered and numerical example of solving this problem for the case of automation of two aircraft building enterprise functional areas.

Tabl. 1. Ref.: 5 items.

UDC 629.7:534.1

Neman I. The stability indefinitely long ortotropes plates with inclined mainstreams of elasticity. Part 1. An approximated method. Stability of a plate at one-sided compression // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 5 (21). – P. 87 – 95.

The common theoretical approach of the author and approximated method of definition of critical efforts in indefinitely long ortotropes to a plate with slant mainstreams of axes of elasticity concerning operating efforts is explained. Realization of a method for a special case of a plate is given at one-sided compression. Results are obtained by the author till 1946 and earlier were not published.

Fig. 1. Ref.: 5 items.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

БАРАННИК Владимир Викторович	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
ВЕЛАСКО ЭРРЕРА Виктор Мануэль	Национальный автономный университет Мексики UNAM, доктор философии, научный сотрудник геофизического института
ВЕЛАСКО ЭРРЕРА Грасиела	Национальный автономный университет Мексики UNAM, доктор философии, научный сотрудник института инструментов CI
БЕК Вернер	FormTech Ltd, Германия, магистр, директор
ВОЛОСЮК Валерий Константинович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, профессор
ГОРБАЧЕВ Алексей Александрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", ассистент
ГУРЖИЙ Павел Николаевич	Харьковский университет Воздушных Сил, адъюнкт
ЕМАД Абдуль-Рета	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, докторант
ЕФРЕМОВА Анна Викторовна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ИМАЕВ Валерий	Институт сверхпластичности материалов, РАН, магистр
ИМАЕВ Ренат	Институт сверхпластичности материалов, РАН, доктор технических наук
КУРТОВ Анатолий Игоревич	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, профессор
ЛАВОШНИК Ирина Владимировна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ЛАТКИН Матвей Алексеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
ЛЁВКИНА Ксения Николаевна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
МИРГОРОД Владимир Федорович	ОАО «Элемент», Одесса, кандидат технических наук, доцент, заместитель директора по научной работе
НАБОКИНА Тамара Петровна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант

НАРЕЖНИЙ Алексей Павлович	Войсковая часть А0785, начальник лаборатории
НАРОЖНЫЙ Виталий Васильевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
НЕМАН Иосиф Григорьевич	Харьковский авиационный институт, профессор, заведующий кафедрой конструкций самолетов с 1931 по 1938 и с 1944 по 1952 годы
ПАНЧЕНКО Анатолий Николаевич	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой
ПАСЬ Роман Васильевич	Национальная металлургическая академия Украины, аспирант
ПЛОХОВ Сергей Семенович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", соискатель
ПОПОВ Вячеслав Алексеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, профессор
ПОПОВА Мария Викторовна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
РАНЧЕНКО Геннадий Степанович	ОАО «Элемент», Одесса, кандидат технических наук, главный конструктор
САФИУЛЛИН Ринат	Институт сверхпластичности материалов, РАН, магистр
СПРЕННЕ Владимир Сергеевич	Войсковая часть А0785, начальник научно-исследовательского отдела
ФЕДОРОВИЧ Олег Евгеньевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
ФИРСОВ Сергей Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
УТЕНКОВА Виктория Викторовна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", ст. преподаватель
ЧИНКОВ Виктор Николаевич	Харьковский университет Воздушных Сил, доктор технических наук, профессор
ЧУМАЧЕНКО Игорь Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
ЯСЕВ Александр Георгиевич	Национальная металлургическая академия Украины, кандидат технических наук, профессор

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Ф.И.О.	стр.
Баранник В.В.	47
Веласко Эррера В.М.	70
Веласко Эррера Г.	70
Бек В.	17
Волосюк В.К.	70
Горбачев А.А.	9
Гуржий П.Н.	47
Емад А.Р.	43
Ефремова А.В.	62
Имаев В.	17
Имаев Р.	17
Куртов А.И.	70
Лавошник И.В.	28
Латкин М.А.	62
Лёвкина К.Н.	70
Миргород В.Ф.	38
Набокина Т.П.	12

Ф.И.О.	стр.
Нарежный А.П.	52
Нарожный В.В.	28
Неман И.Г.	87
Панченко А.Н.	23
Пась Р.В.	5
Плохов С.С.	66
Попов В.А.	79
Попова М.В.	79
Ранченко Г.С.	38
Сафиуллин Р.	17
Спренне В.С.	57
Федорович О.Е.	43, 66
Фирсов С.Н.	28
Утенкова В.В.	32
Чинков В.Н.	52,57
Чумаченко И.В.	62
Ясев А.Г.	5