

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

**ОТКРЫТЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ
И КОМПЬЮТЕРНЫЕ ИНТЕГРИРОВАННЫЕ
ТЕХНОЛОГИИ**

Сборник научных трудов

Выпуск 31

**Харьков
«ХАИ»
2006**

ББК 32.973.3
О 83
УДК 629.7.01; 681.327.11

Утверждено к печати ученым советом Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», протокол № 9 от 24.05.2006 г.

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

Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. трудов. Вып. 31. - Харьков: Нац. аэрокосмический ун-т "ХАИ", 2006. – 288 с.

ISBN 966-662-131-2

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

Для специалистов промышленных и научных организаций, преподавателей и студентов.

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

Свидетельство о государственной регистрации КВ №7975 от 09.10.2003 г.
Журнал печатает статьи на украинском и русском языках

ISBN 966-662-131-2

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

Содержание

В. С. Кривцов, П. О. Науменко. Метрологическое обеспечение первичного формообразования авиационных деталей на фрезерных станках с ЧПУ	5
А. Н. Нарожный. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 3	10
В. Ф. Шмырев. Оптимизация параметров осевого воздухозаборника турбореактивного двигателя, расположенного под крылом самолета	20
А. Г. Гребеников, В. Н. Клименко. Исследование влияния радиального натяга, осевой затяжки болтов и поверхностного упрочнения элементов срезного соединения из титанового сплава ВТ6 на их усталостную долговечность	41
В. Г. Сухоребрый, М. И. Никифорова. Оценка эффективности ускоренного статистического моделирования для определения проектной вероятности устойчивости ракеты-носителя	55
О. Г. Приймаков, Ю. О. Градиський. Оцінка довговічності авіаційної техніки	62
Д. В. Ланде, В. М. Фурашев. Системна інформатизація інформаційного супроводження процесів: статистичне дослідження уваги Інтернет-ЗМІ до визначеної проблематики	70
А. Н. Застела, И. П. Печенежский. Разработка многокритериальной модели штамповки коробчатых деталей из листа эластичной средой	77
С. С. Левин, А. В. Лоян, Ю. К. Чернышев. Трехмерное имитационное моделирование газодинамических процессов в СПД в предпусковом состоянии	82
С. А. Агаркова, А. А. Бояркин, И. П. Внуков, Б. И. Паначевный. Приводные машины компьютерно-интегрированных технологических процессов	95
Т. Є. Ударцева. Метод визначення працездатності авіаційних операторів на основі аналізу показників ергографії	99
В. В. Борисов, В. П. Зинченко. Анализ актуальных проблем информационной технологии передачи данных при моделировании нагрузок, действующих на конструкцию сложного технического объекта	104
П. Е. Пустовойтов, Эль Саед Абделаал Эль Саед Мохамед. Методика обоснования требований к техническим характеристикам узла компьютерной сети для обеспечения информационной гарантобезопасности	129
Ю. В. Стасев, В. В. Баранник, Е. А. Бридня. Информационная модель апертурного представления изображений	133
В. О. Повгородний. Математическая модель для оценки эффективности системы технического обслуживания и ремонта, включая температурные нагрузки	139
С. А. Калкаманов, Р. Н. Чигрин, В. П. Закурдаев. К вычислению вектора потока в методах граничных элементов	143
В. А. Дорошук, В. Ж. Яценюк, І. І. Олійник, Ф. Ф. Мисик. Радіолокатор з каналом розпізнавання класу повітряної цілі на основі адаптивного решітчастого фільтру	149
Е. П. Киричук, И. В. Варфоломеева. Разработка квантовой модели поддержки принятия решений технолога при выборе типа оборудования для резки листа на полосы как ядра интеллектуальной информационной технологии	156

А. И. Моцарь. Дидактические требования к обучающему стенду топливной системы вертолета Ми-8 МТВ	162
Е. Н. Коробкова, Ю. И. Ялинич. Разработка и анализ алгоритма нахождения ориентированных и неориентированных булевых производных	168
А. А. Красноруцкий, С. Я. Яценко. Метод арифметического классификационного кодирования трансформант Уолша	175
Е. В. Цегельник. Математическая модель трехмерного закрученного течения в вихревой камере плазмотрона	179
М. В. Мельтюхов. Метод расчета двушнекового пресса на прочность	183
В. Г. Макаренко, А. А. Подорожняк, С. В. Рудаков, В. Я. Фролов. Интегрированная инерциально-спутниковая технология навигационных определений летательных аппаратов	187
М. В. Лежнина. Оценка вероятности устойчивости ракеты-носителя путем аппроксимации хвостов распределения КФ по статистическому материалу малого объема	196
А. С. Стерлева. Сравнение эффективности моделей системы Ansys и граничных моделей для ускоренного статистического моделирования НДС конструкций	203
М. В. Лапа. Формирование нечеткого исходного множества технологических альтернатив для выбора методов обработки поверхностей	215
В. В. Евсеев, А. В. Хряпкин, Ю. А. Перетяцько. Методы автоматизированного проектирования КТС ИОС	221
О. С. Богуш. Синтез распределенных баз данных в информационно-обучающей среде с использованием генетического алгоритма	227
Л. Г. Раскин, О. В. Серая. Решение систем линейных алгебраических уравнений с нечетко заданными параметрами	233
О. М. Пигнастый. Характерные числа в моделях описания производственных систем	242
А. Д. Гридасов, Т. М. Потапова. Анализ применения ценовых скидков при продажах самолетов	253
В. Д. Кравченко. Экономическое обоснование выбора вида поточных линий с применением сетевых графиков	257
А.Г. Гребеников, С.П. Светличный, А.В. Казначеев, А.С. Болдин. Методика определения характеристик общего НДС силовых элементов прицепа	261
Рефераты	274
Требования к оформлению статей в тематический сборник научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» «Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии»	287

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

Метрологическое обеспечение первичного формообразования авиационных деталей на фрезерных станках с ЧПУ

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

Технологические измерения в традиционном самолетостроительном производстве в основном осуществляются с помощью специальных измерителей – шаблонов, являющихся нестандартными измерительными средствами. Это связано с применением плазово-шаблонного метода для передачи форм и размеров. Применение для передачи форм и размеров оборудования с ЧПУ и анаэтов позволяет исключить применение в качестве нестандартных измерительных средств шаблоны и использовать для технологического контроля координатно-позиционирующие системы оборудования с ЧПУ как координатно-измерительные системы.

Ранее в наших работах [3 – 4] были исследованы особенности технологических измерений, проводимых как определение местоположения в пространстве центра измерительной тактильной головки, и показаны возможности применения косвенного метода измерения форм и размеров изготавливаемой поверхности с помощью эквидистантных поверхностей. Однако вопросам метрологического обеспечения первичного формообразования в этих исследованиях уделено недостаточно внимания.

Целью настоящей работы является исследование необходимых условий метрологического обеспечения технологических измерений, проводимых с помощью координатно-позиционирующей системы оборудования с ЧПУ.

Фрезерные станки с ЧПУ в отличие от расточных станков не проходят проверку на технологическую точность. А проверка на паспортную точность не гарантирует обеспечения точности измерений, проводимых с помощью координатно-позиционирующей системы станка. В самом деле, при проверке на паспортную точность проверяются, как это следует из формы акта (рис. 1), следующие параметры координатно-позиционирующей системы станка:

- взаимная перпендикулярность продольного перемещения стола и поперечного перемещения ползуна;
- перпендикулярность направления перемещения пиноли фрезерной головки к рабочей поверхности стола в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

При этом следует заметить, что эти параметры проверяются не работниками отдела главного метролога с применением точных измерительных средств, а работниками цеха и отдела главного механика (рис. 1).

Однако координатно-позиционирующая система станка с ЧПУ, используемая для координатных измерений, требует более расширенной проверки и с применением современных метрологических средств и методов. Если проанализировать, как проверяется точность, родоначальников координатно-измерительных машин, координатно-расточных станков, то можно увидеть, что она проверяется не измерениями параметров станка, а измерениями параметров изготовленной на станке детали, т.е. косвенно [4]. Следовательно, точность координатно-позиционирующей системы фрезерного станка также необходимо проверять также косвенно, т.е. путем измерения координат эталонной детали.

АКТ №			
проверки нормы точности станка фрезерного вертикального с ЧПУ модель ФП-17МН5, инв. № 0000, ц. 000 после _____ ремонта от «__» _____ 200_ г.			
№ п/п	Что проверяется	Отклонения, мм	
		Допустимое	Факти- ческое
1	Плоскостность рабочей поверхности стола	0,03 на длине 1000	
2	Параллельность рабочей поверхности стола направлению его продольного перемещения	0,03 на длине 1000	
3	Параллельность боковых сторон среднего паза стола направлению его продольного перемещения	0,02 на длине 1000	
4	Параллельность рабочей поверхности стола направлению поперечного перемещения ползуна	0,02 на длине 500	
5	Взаимная перпендикулярность продольного перемещения стола и поперечного перемещения ползуна	0,02 на длине 300	
6	Перпендикулярность рабочей поверхности стола к направлению вертикального перемещения фрезерной головки в двух взаимно перпендикулярных плоскостях	0,02 на длине 300	
7	Перпендикулярность направления перемещения пиноли фрезерной головки к рабочей поверхности стола в двух взаимно перпендикулярных плоскостях	0,02 на длине хода	
8	Перпендикулярность оси вращения шпинделя к рабочей поверхности стола	0,02 на длине 300	
9	Радиальное биение оси конического отверстия шпинделя	0,01 у основания 0,02 на длине 300	
10	Осевое биение шпинделя	0,02	
Контролер _____ Механик цеха _____ Технолог ОГМ _____			

Рис. 1. Акт проверки паспортной точности станка

Вопросы выбора эталонных деталей для проверки технологической точности координатно-позиционирующей системы являются довольно сложными. И основная сложность контроля технологических измерений заключается в проблеме неопределенности координат точки касания сферической головки тактильного щупа и измеряемой поверхности. Применение эквидистантных областей допустимых положений центра сферической головки тактильного щупа решает эту проблему лишь частично. С помощью таких областей можно проверить, находится ли позиционирующая система станка в допуске при измерениях эталонной детали или нет. Дать ответ на вопрос, насколько система далека или близка к допуску на технологические измерения с помощью эквидистантных областей допустимых положений, невозможно.

Для создания метрологического обеспечения первичного формообразования на оборудовании с ЧПУ необходимо решить как минимум две взаимосвязанные

проблемы: первая – выбор эталонной детали, вторая – выбор или построение функционала близости для сравнения двух поверхностей (эталонной и измеренной).

В качестве одной из эталонных поверхностей общего вида, со знакопеременной кривизной можно использовать седловую поверхность, уравнение которой

$$z = (x + y) \cdot (x - y). \quad (1)$$

Внешний вид эталонной детали с этой поверхностью показан на рис. 2. Эта поверхность носит название гиперболического параболоида и относится к так называемым линейчатым поверхностям. Плоские горизонтальные сечения имеют вид гипербол, а вертикальные, как это видно из рис. 2, – парабол.

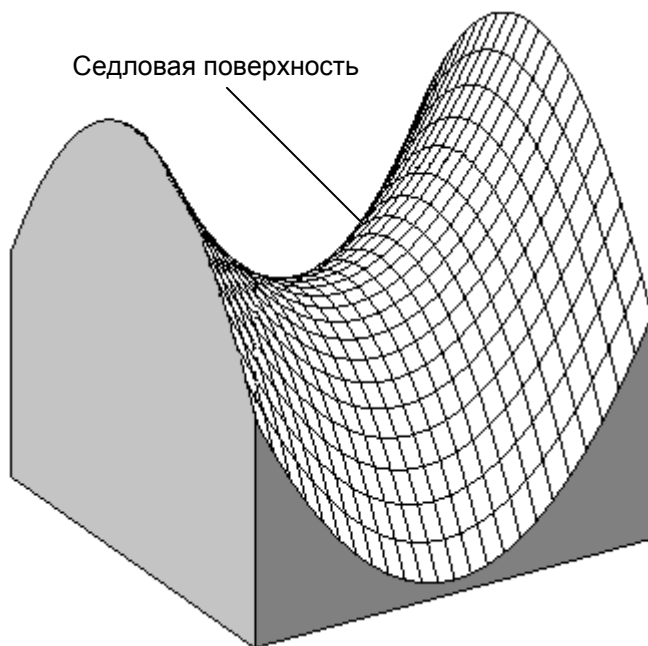


Рис. 2. Эталонная деталь

Так как координаты каждой точки этой детали известны, то, проведя измерения в заданных точках (x_i, y_i) , получим ассоциированные значения z_i положений центра сферической головки тактильного щупа. По положениям головки z_i можно восстановить поверхность, на которой находился центр измерительной головки. Эта поверхность, очевидно, эквидистантна к седловой поверхности детали. Расстояние, на котором находятся точки центров измерительной головки, равно ее радиусу. Используя эту информацию, получим уравнение поверхности положений центра измерительной головки во время ее контакта с эталонной поверхностью при измерении следующим образом.

Известно, что уравнение касательной плоскости для произвольной поверхности, заданной в общем виде уравнением

$$F(x, y, z) = 0,$$

будет иметь следующий вид:

$$(x - a) \cdot F'_x(a, b, c) + (x - b) \cdot F'_y(a, b, c) + (x - c) \cdot F'_z(a, b, c) = 0,$$

где $F'_x(a, b, c)$, $F'_y(a, b, c)$, $F'_z(a, b, c)$ – значения частных производных в точке поверхности с координатами $x = a, y = b, z = c$.

Центр измерительной головки будет расположен по нормали к касательной плоскости на расстоянии r радиуса измерительной головки и его координаты:

$$\xi = a + F'_x(a, b, c) \cdot r; \quad \eta = b + F'_y(a, b, c) \cdot r; \quad \zeta = c + F'_z(a, b, c) \cdot r.$$

Подставив частные производные от функции седловой поверхности (1)

$$F'_x(a,b,c) = -2a, \quad F'_y(a,b,c) = 2b, \quad F'_z(a,b,c) = 1,$$

получим уравнение для координат (ξ, η, ζ) эквидистантной поверхности в параметрическом виде, где (a, b, c) – точка касания поверхности и измерительной головки

$$\xi = a - \frac{2a}{\sqrt{4a^2 + 4b^2 + 1}} \cdot r; \quad \eta = b + \frac{2b}{\sqrt{4a^2 + 4b^2 + 1}} \cdot r; \quad \zeta = c + \frac{1}{\sqrt{4a^2 + 4b^2 + 1}} r,$$

и, окончательно,

$$\xi = x \cdot \left(1 - \frac{r}{\sqrt{x^2 + y^2 + .25}} \right); \quad \eta = y \cdot \left(1 + \frac{r}{\sqrt{x^2 + y^2 + .25}} \right); \quad \zeta = z + \frac{r}{2 \cdot \sqrt{x^2 + y^2 + .25}}.$$

Для удобства использования полученных соотношений между координатами исходной и эквидистантной поверхностями обозначим

$$\delta(r) = \frac{r}{\sqrt{x^2 + y^2 + .25}}.$$

В этом случае соотношения между координатами получают следующий вид:

$$\xi = x \cdot (1 - \delta(r)); \quad \eta = y \cdot (1 + \delta(r)); \quad \zeta = z + .5 \cdot \delta(r). \quad (2)$$

При проверке точности измерения координат седловой поверхности используем эквидистантные области допустимых положений центра измерительной головки. Точки граничной поверхности, удаленной от измеряемой на радиус измерительной головки, получаем из соотношений (2). Внешний вид граничной и исходной поверхностей, образующих область допустимых положений, показан на рис. 3.

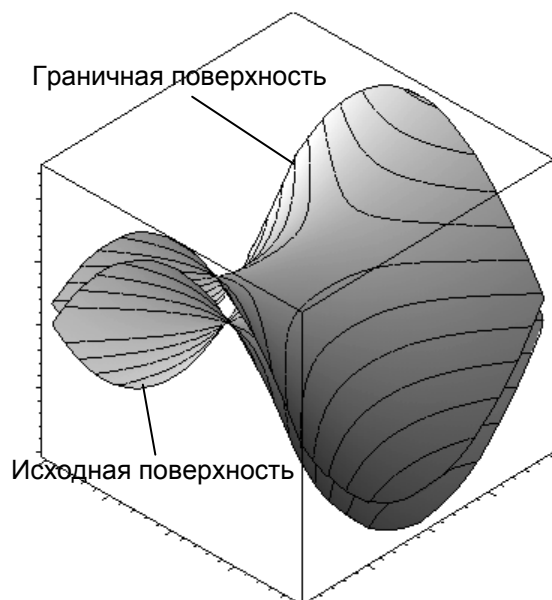


Рис. 3. Эквидистантная область допустимых положений

Размещая эталонную деталь в различных точках рабочего пространства станка, получим характеристику точности его координатно-позиционирующей системы.

Для проверки координатно-позиционирующей системы станка помимо эталонной детали с поверхностью общего вида следует использовать детали, содержащие плоскость и полусферу. Внешний вид таких деталей и их эквидистантные области допустимых положений центра измерительной головки представлены на рис. 4.

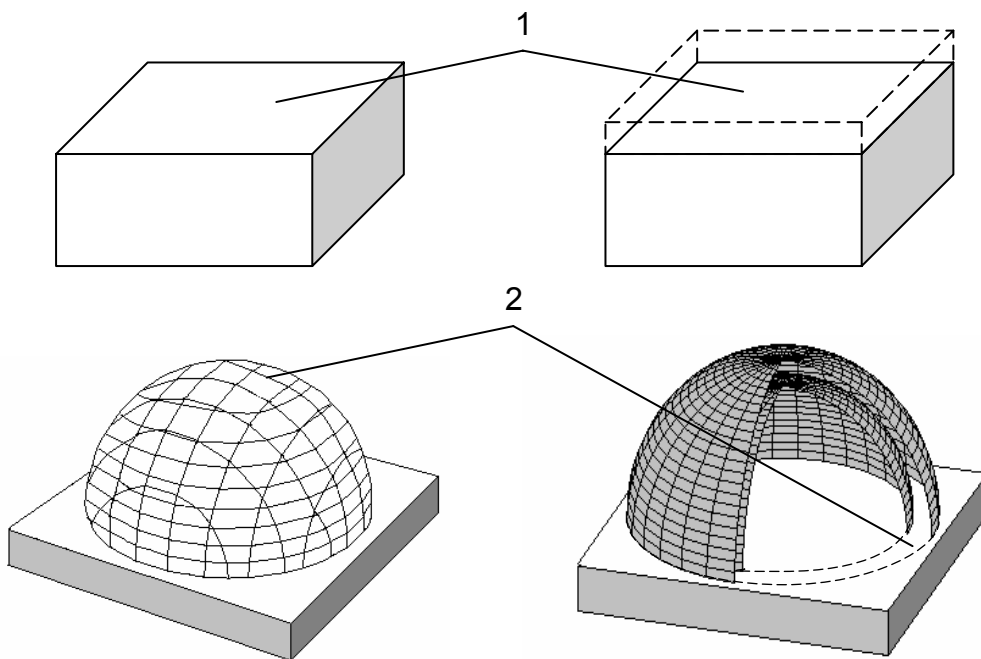


Рис. 4. Эталонные детали с поверхностями и эквидистантные области допустимых положений центра измерительной головки:
1 – плоскость, 2 – сфера

Таким образом, в результате проведенных исследований можно утверждать, что необходимыми условиями метрологического обеспечения координатных измерений с помощью позиционирующей системы станка являются наличие эталонных деталей с поверхностями, уравнения которых известны, и аналитические эталоны областей допустимых положений центра измерительной головки, которые строятся по их уравнениям.

Список литературы

1. Измерения в промышленности / Под ред. П. Профоса; Пер с нем. – М.: Металлургия, 1980. – 648 с.
2. Данильченко В. П. Метрологическое обеспечение промышленного производства: Справочник / В. П. Данильченко, Р. А. Егошин. – К.: Техніка, 1982. – 151 с.
3. Науменко П. О. Технологический контроль и технологическая подготовка авиационного производства // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2002. – Вып. 14. – С. 3 – 8.
4. Науменко П. О. Технологические измерения в самолетостроительном производстве и их метрологическое обеспечение // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2003. – Вып. 19. – С. 18 – 23.
5. Науменко П. О. Применение эквидистантных областей для технологического контроля поверхностей общего вида / П. О. Науменко, И. В. Бычков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2005. – Вып. 29. – С. 5 – 10.

Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 3

3.1. Сравнение подходов к планированию эксперимента

В исследованиях осуществлялось сравнение результатов вычислительных экспериментов, проведенных с помощью представленного в работе [1] плана летного эксперимента, с результатами вычислительных экспериментов, план которых строился посредством математической теории оптимального планирования с D-критерием на основе информационной матрицы Фишера [2]. Приведенный в работе [1] план из 20 точек и соответствующее ему решение в эксплуатационной области W полетной конфигурации гипотетического самолета рассматривались в качестве начальных данных для процедур минимизации функционалов. При этом решались две задачи. Основная задача – это поиск оптимальных значений внутренних параметров и коэффициентов разложения в нелинейной регрессионной модели с одновременным построением соответствующего D-оптимального плана в W . Вторая задача – это построение D-оптимального плана для линейной модели, получаемой из нелинейной фиксацией функциональных параметров на уровне их стартовых значений. Использование двух моделей в сравнительном анализе связано с необходимостью контроля получаемого решения основной задачи. Кроме того, использование линейной регрессионной модели имеет обоснование, которое основывается на предположении о достаточно качественном аэродинамическом проектировании самолета.

Сравнительный анализ проводился для аэродинамического коэффициента подъемной силы $C_y(\alpha, M)$ с использованием D-критерия, определяемого функционалом

$$\Psi[\|M\|] = -\ln(\det\|M\|), \quad (1)$$

где $\|M\|$ - информационная матрица Фишера, формируемая функциями, которые входят в разложение коэффициента $C_y(\alpha, M)$. Функционал (1) зависит как от положения плановых точек в эксплуатационной области W , так и от значений параметров, входящих в базисные функции.

Для нелинейной модели осуществлялась совместная минимизация функционала (1) и функционала Φ_y из определения (3) в работе [3], которая сводилась к следующим циклически повторяемым действиям. При стартовых значениях функциональных параметров и координат плановых точек в W численно рассчитывались производные $\Psi[\|M\|]$ по углу атаки и числу Маха в каждой точке. Градиенты и выбранные шаги по углу атаки и числу Маха ($\Delta\alpha_i, \Delta M_i$) позволяют рассчитать смещения плановых точек. Для новых положений точек решались прямые задачи [1], которые давали “сбалансированные” относительно уравнений движения самолета значения контролируемых в эксперименте переменных, позволяющих получить в этих точках аэродинамический

коэффициент C_y . Контроль принадлежности новых положений плановых точек расчетной области W осуществлялся посредством анализа вектора смещения каждой точки. В случае выхода точки за границу области вектор ее смещения проектировался на соответствующий прямолинейный участок границы, т. е. такая точка могла двигаться лишь вдоль контура, ограничивающего область W , но не выходить за ее пределы. Если же расчетная точка выходила за пределы W и попадала в “теневую” область вблизи узловой точки границы, она приводилась к этой граничной точке.

Для полученных новых значений (α_i, M_i) проводился внутренний цикл аналогичных шагов по функциональным параметрам и коэффициентам разложения при движении к минимуму функционала Φ_y , в результате которого определялись новые значения внутренних параметров и коэффициентов разложения. После завершения внутреннего цикла управление передавалось на начало основного цикла, т. е. на очередную оценку производных от $\Psi[\|M\|]$. Схема расчета представлена на рис. 1.



Рис. 1. Схема совместной минимизации двух функционалов

При численных оценках производных от функционалов соответствующим переменным давались такие приращения, при которых, с одной стороны, можно было бы получить с достаточной точностью оценку производных, а с другой – не получить в этих оценках влияния внутренних компьютерных неточностей по представлению вещественных чисел и процедур округления при выполнении арифметических операций. Поэтому приращение каждой входной переменной бралось равным одной тысячной доле от максимального значения этой переменной.

В результате поочередной работы двух указанных процедур все 20 первоначальных плановых точек перегруппировались в W , и их окончательное расположение для нелинейной регрессионной модели представлено на рис. 2

темными маркерами, пронумерованными от 1 до 8, так как некоторые точки из своих начальных позиций сместились в общие конечные положения.

Как следует из рис. 2, точки D-оптимального плана находятся в той части области W , где имеются наибольшие нелинейности в коэффициенте $C_y(\alpha, M)$, а в остальной части W , где наблюдается в исходных данных почти линейная зависимость от α и M , плановых точек нет. Согласно выбранному критерию регрессионная модель с рассчитанными на основе полученного D-оптимального плана внутренними параметрами и коэффициентами разложения в рамках своих аппроксимирующих возможностей и рассматриваемого критерия оптимальности дает наилучшее приближение аэродинамического коэффициента $C_y(\alpha, M)$ в W . Однако при решении главной задачи о рациональной организации летных испытаний в части определения ЛТХ самолета и получении его характеристик с максимально возможной точностью возникают две проблемы, связанные с практическим использованием результатов, полученных на основе оптимального плана летного эксперимента для нелинейной регрессионной модели.

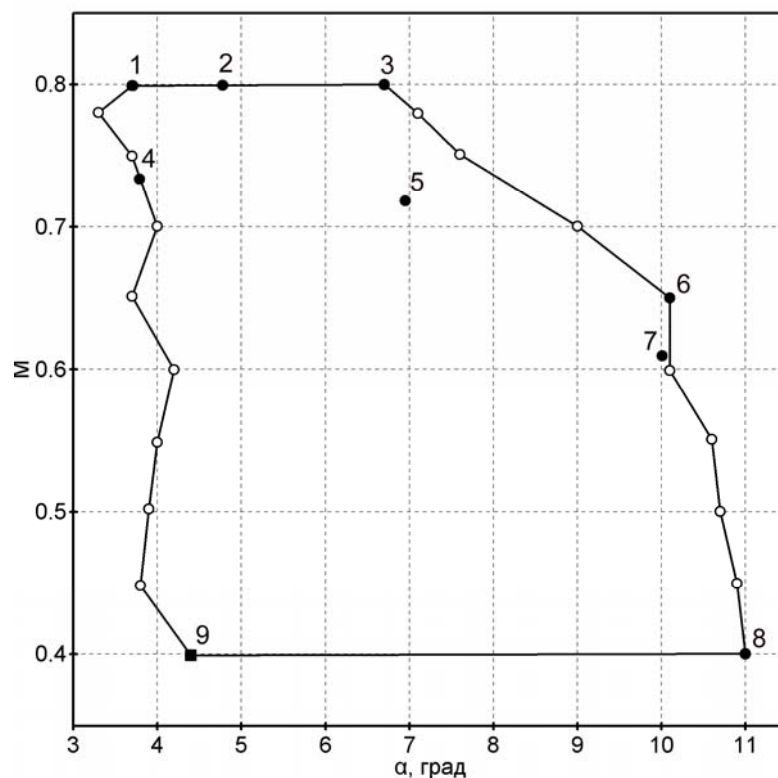


Рис. 2. D-оптимальный план из восьми точек. Точка номер 9 введена дополнительно для триангуляции W

Во-первых, для получения надежных результатов в рамках исследуемого подхода и применения основной процедуры решения обратной задачи, в которой одновременно определяются как внутренние параметры функций, так и соответствующие коэффициенты разложения $C_y(\alpha, M)$ по выбранным функциям, необходимо использовать несколько большее количество плановых точек, чем это имеется в полученном D-оптимальном плане.

Во-вторых, из-за концентрации точек оптимального плана в зоне максимальных нелинейностей аэродинамического коэффициента C_y , включение финитных функций уже не позволяет во всем диапазоне эксплуатационного изменения угла атаки α и полетного числа Маха M получать уточняющие поправки к значениям аэродинамических характеристик самолета в W . Это замечание в первую очередь касается определения максимального аэродинамического качества K . Поэтому с целью дальнейших уточнений результатов D-оптимального плана к восьми точкам была добавлена еще одна точка, девятая, включение которой в общую схему эксперимента позволяет провести триангуляцию области W и использовать линейные финитные функции.

Комбинированный D-оптимальный план из девяти точек в W совместно с полученными значениями внутренних параметров передавался в основную процедуру для расчета характеристик самолета. Для сравнения результатов вычислительных экспериментов на основе одного из планов с 20 точками и соответствующего D-оптимального плана из восьми точек плюс одна дополнительная в табл. 1 показаны ошибки восстановления коэффициентов $C_y(\alpha, M)$, $C_x(C_y, M)$, максимального аэродинамического качества K и вертикальной скорости самолета V_y . В этой таблице представлены максимальные и средние ошибки в характеристиках гипотетического самолёта, которые получены как без использования финитного уточнения, так и при его наличии. Контроль точности восстановления характеристик осуществлялся согласно работе [3].

Из табл. 1 следует, что полученный D-оптимальный план с 8+1 точками после уточнения финитными функциями уступает первоначальному плану из 20 точек в три раза по точности определения максимального аэродинамического качества K , несмотря на удовлетворительное совпадение результатов этих планов без использования уточняющих финитных функций.

Таблица 1

Ошибки идентификации характеристик самолета

		$\max \Delta C_y $ %	$\langle \Delta C_y \rangle$ %	$\max \Delta C_x $ %	$\langle \Delta C_x \rangle$ %	$\max \Delta K $	$\langle \Delta K \rangle$	$\max \Delta V_y $ м/с	$\langle \Delta V_y \rangle$ м/с
План 20 точек	Без уточнений	2.059	0.844	3.453	0.972	0.29	0.12	0.381	0.095
	С уточнениями	1.369	0.440	1.972	0.62	0.10	0.05	0.215	0.065
План 8+1 точек	Без уточнений	2.797	1.378	4.158	0.900	0.36	0.19	0.575	0.092
	С уточнениями	2.809	1.108	2.819	0.807	0.34	0.18	0.332	0.083

Причина расхождения результатов двух планов – это использование линейных финитных функций при малом количестве плановых точек в случае D-оптимального плана. Подключение более сложных финитных функций, например квадратичных, приводит не только к уточнению полученных результатов, но и к включению в D-оптимальный план дополнительных точек, положение которых в W

определяется схемой уже взятых за основу 8+1 точек. Таких дополнительных точек потребуется, в зависимости от проводимой триангуляции W , около 15. В этом варианте комбинированный D-оптимальный план будет содержать 23 точки и требование точного позиционирования этих дополнительных точек в W , что означает необходимость достаточно точного выхода самолета в плановые точки области W в процессе его летных испытаний. Вариант дополнения 8+1 точек до 20 и использования линейного финитного уточнения приводит к ухудшению результатов первоначального плана из 20 точек (возрастают ошибки в максимальном и среднем значении K примерно на 20-30 %).

Решение второй задачи, связанной с линейной регрессионной моделью, привело к следующим результатам. Оптимальный план состоит из шести точек, которые совпадают с точками 2, 3, 4, 5, 6 и 8 на рис. 2, за исключением небольшого смещения точки с номером 2 влево по оси α . Как и в предыдущем решении, для расчетов используется дополнительная седьмая точка (точка 9 на рис. 2), а для включения уточнений с помощью квадратичных финитных функций требуется еще 12 дополнительных точек. Результаты, полученные для линейной регрессионной модели с планом 6+1, во всем очень близки к результатам нелинейной модели.

Проведенный анализ показывает, что план эксперимента, построенный из соображений максимально простого приближения симплексами поверхности отклонения расчетных значений аэродинамических коэффициентов от реальных, приводит к хорошему по точности результату в определяемых характеристиках. D-оптимальные планы, дающие при меньшем числе плановых точек хорошие результаты в рамках чисто регрессионных моделей, не являются экономичнее планов, используемых в исследованиях, из-за необходимости ввода дополнительных точек и подключения финитных функций для достижения одинаковых по точности результатов.

ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬ МОДЕЛИ К ОШИБКАМ ВХОДНЫХ ДАННЫХ

Математическая модель летного эксперимента, в результате которого определяются аэродинамические коэффициенты как основные характеристики самолета для расчета его ЛТХ, включает в себя уравнения установившегося движения самолета, внешние условия, а также используемые расчетные алгоритмы. Параметрический анализ чувствительности к входным данным дает качественную и количественную картину влияния входных переменных на выходные характеристики. Этот анализ позволяет определить роль каждой переменной в процедуре идентификации аэродинамических коэффициентов самолета, провести сравнительные оценки последствий тех требований, которые предъявляются к точности измерений каждой переменной, и, при необходимости, обоснованно скорректировать эти требования.

3.2. Чувствительность внутренних параметров

Приведенные в [3] результаты идентификации основных характеристик гипотетического самолета по данным вычислительного эксперимента, моделирующего идеальный летный эксперимент, были получены на основе

использования адаптивного преобразования переменных в аэродинамических коэффициентах подъемной силы $C_y(\alpha, M)$ и сопротивления $C_x(C_y, M)$. Это преобразование сводится к следующей замене переменных:

$$\begin{aligned} \mu &= \alpha + A_1, \quad \nu = (M / (0.8 + A_2))^{A_3} \text{ - в коэффициенте } C_y, \\ \mu &= (C_y(\alpha, M) + B_3)^{B_4}, \quad \nu = (M / (0.8 + B_1))^{B_2} \text{ - в коэффициенте } C_x. \end{aligned} \quad (2)$$

Выбор новых переменных связан с характерными зависимостями аэродинамических коэффициентов самолета, у которого наблюдается достаточно низкий уровень обдувки элементов планера работающими двигателями. Сочетание внутренних параметров A_2 , B_3 и B_1 совместно с соответствующими “степенными” параметрами A_3 , B_4 и B_2 позволяет новым переменным μ и ν “принять на себя” проявление основных нелинейностей в аэродинамических коэффициентах, что способствует использованию в разложениях C_y и C_x небольшого количества достаточно простых функций от этих переменных, чем и обеспечивается дополнительное сокращение числа летных экспериментов.

Особенностью использованного преобразования переменных (2) является его прямая зависимость от результатов проведенного эксперимента, так как все параметры этого преобразования рассчитываются на основе опытных данных, т. е. параметры адаптируются под конкретные зависимости аэродинамических коэффициентов испытываемого самолета. Обратной стороной преобразования (2) является достаточно существенная чувствительность некоторых его параметров к ошибкам входных данных. Это, в первую очередь, характерно для коэффициента сопротивления по причине включения в список его аргументов коэффициента подъемной силы, собственная реакция которого на ошибки в виде сложной композиции входных возмущений передается функциям, входящим в разложение $C_x(C_y, M)$, что существенно отражается на чувствительности параметра B_3 в (2).

Оценка чувствительности внутренних параметров к ошибкам входных данных определялась не через оценку их производных, а прямым расчетом их изменений при систематической ошибке в одной переменной, равной максимально допустимому ее значению при измерениях и нулевых ошибках во всех остальных входных переменных. Допуски на ошибки измерений переменных в исследованиях были приняты следующие (в скобках указан процент от максимального значения входной переменной для плана с 20 точками, который представлен табл. 1 в работе [1]):

- $[-1, 1] \text{ } ^\circ K$ - для температуры T (0.36 % от T^{\max});
- $[-132, 132] \text{ Па}$ - для давления F (0.13 % от F^{\max});
- $[-1, 1] \text{ м/с}$ - для скорости V (0.39 % от V^{\max});
- $[-20000, 20000] \text{ Н}$ - для веса самолета G (1.0 % от G^{\max});
- $[-1000, 1000] \text{ Н}$ - для суммарной тяги двигателей P (0.38 % от P^{\max});
- $[-0.00262, 0.00262] \text{ рад}$ - для угла атаки α (1.37 % от α^{\max});
- $[-0.00524, 0.00524] \text{ рад}$ - для угла наклона траектории θ (2.83 % от θ^{\max}).

В табл. 2 представлены процентные изменения внутренних параметров при плане в 20 точек и использовании по шесть членов степенного ряда от новых переменных в аппроксимациях аэродинамических коэффициентов C_y и C_x .

Таблица 2

Процентное изменение внутренних параметров при плане в 20 точек и предельной систематической ошибке в одной переменной.

Переменная $ \Delta A_i , \%$	$\Delta\alpha$ +0.00262 рад	$\Delta\theta$ +0.00524 рад	ΔG +2000 Н	ΔT +1° К	ΔV +1 м/с	ΔP +1000 Н	ΔF +132 Па
$ \Delta A_1 $	10.51	0.1036	0.4708	0.0587	0.6413	0.1285	1.1611
$ \Delta A_2 $	0.4231	1.7385	0.1058	0.0037	1.3411	1.1371	0.5591
$ \Delta A_3 $	0.2668	0.4083	4.3789	0.3404	3.4951	0.0631	1.2893
$ \Delta B_1 $	13.7802	0.6718	8.5240	17.1670	1.4366	9.5851	11.2129
$ \Delta B_2 $	0.6328	0.6750	13.3592	0.0360	0.6637	1.7275	1.0876
$ \Delta B_3 $	35.5634	23.2346	34.9765	26.1737	24.9941	27.3474	23.8258
$ \Delta B_4 $	10.7989	16.1816	8.8763	7.4934	9.4924	8.8830	6.8406

3.3. Чувствительности выходных характеристик

В качестве характеристик чувствительности выходных данных математической модели к ошибкам входных переменных были приняты отношения изменений в получаемых характеристиках самолета (аэродинамических коэффициентов подъемной силы C_y и сопротивления C_x , вертикальной скорости самолета V_y , максимального аэродинамического качества K) к изменениям входных данных. Так как для оценок точности восстановления аэродинамических коэффициентов удобно работать с их относительными ошибками в процентах, а в случае вертикальной скорости и максимального аэродинамического качества – с их абсолютными ошибками, все оценки производных выходных характеристик по входным данным были сгруппированы в виде одной сводной таблицы.

Как и прежде, для плана с 20 точками проводился идеальный вычислительный эксперимент, в результате которого определились аэродинамические коэффициенты подъемной силы $C_y(\alpha, M)$ и сопротивления $C_x(C_y, M)$, а контроль точности осуществлялся согласно работе [3]. Затем во всех точках плана одна и та же входная переменная получала положительное приращение, равное 0.001 от ее максимального значения, представленного табл. 1 в работе [1], при всех неизменных значениях остальных переменных. Вновь решалась обратная задача и, аналогично первому решению, рассчитывались максимальные и средние относительные и абсолютные ошибки определения указанных выше выходных характеристик. Изменения в максимальных и средних ошибках по сравнению с идеальным решением давали оценки производных, которые представлены в табл. 3. Из этой таблицы следует, что решение обратной задачи наиболее чувствительно к ошибкам в углах наклона

траекторий $\Delta\theta$ и к ошибкам в углах атаки $\Delta\alpha$, а минимальная реакция алгоритма – к ошибкам определения веса самолета ΔG и тяги двигателей ΔP .

Таблица 3

Оценки производных от ошибок идентификации характеристик самолета по ошибкам входных данных

Характ. \ z	T	G	V	θ	P	F	α
$\frac{\partial(\max \Delta Cy)}{\partial z}$	0.4428	$0.691 \cdot 10^{-4}$	1.4204	4.7851	$0.063 \cdot 10^{-4}$	$0.313 \cdot 10^{-2}$	713.84
$\frac{\partial(\Delta Cy)}{\partial z}$	0.2297	$0.455 \cdot 10^{-4}$	1.1752	4.5069	$0.030 \cdot 10^{-4}$	$0.289 \cdot 10^{-2}$	1029.20
$\frac{\partial(\max \Delta Cx)}{\partial z}$	0.5528	$0.420 \cdot 10^{-4}$	1.3987	1761.52	$9.805 \cdot 10^{-4}$	$0.441 \cdot 10^{-2}$	948.10
$\frac{\partial(\Delta Cx)}{\partial z}$	0.2425	$0.228 \cdot 10^{-4}$	1.1199	1348.63	$2.993 \cdot 10^{-4}$	$0.260 \cdot 10^{-2}$	668.03
$\frac{\partial(\max \Delta Vy)}{\partial z}$	0.0622	$0.006 \cdot 10^{-4}$	0.1488	192.21	$1.069 \cdot 10^{-4}$	$0.481 \cdot 10^{-3}$	103.45
$\frac{\partial(\Delta Vy)}{\partial z}$	0.0254	$0.002 \cdot 10^{-4}$	0.1324	148.87	$0.316 \cdot 10^{-4}$	$0.305 \cdot 10^{-3}$	73.57
$\frac{\partial(\max \Delta K)}{\partial z}$	0.1334	$0.480 \cdot 10^{-4}$	0.2576	365.64	$3.000 \cdot 10^{-4}$	$0.152 \cdot 10^{-4}$	1.375
$\frac{\partial(\Delta K)}{\partial z}$	0.0415	$0.190 \cdot 10^{-4}$	0.0873	318.48	$2.020 \cdot 10^{-4}$	$0.73 \cdot 10^{-5}$	0.940

Оценки “абсолютных” ошибок определения характеристик самолета на основе производных табл. 3 и систематических ошибок входных переменных, равных допускам на точность измерений, показывают, что ошибка определения максимального аэродинамического качества самолета в первую очередь чувствительна к ошибке угла наклона траектории ($\Delta\theta$), а во вторую - к ошибкам определения веса самолета (ΔG) и тяги двигателей (ΔP), что не так очевидно из табл. 3.

Для более точного представления о максимальном влиянии ошибок в измерениях только угла наклона траектории на точность определения K был проведен вычислительный эксперимент, в котором ошибка угла наклона траектории менялась в пределах [-0.6; 0.6]. Результаты расчетов представлены на рис. 3, где запись $\pm <|\Delta K|>$ означает среднее от модуля ошибки, умноженное на преимущественный знак в ошибках. Как и следовало ожидать, при малых ошибках $\Delta\theta$ значения расчетов совпадают с дифференциальными оценками ΔK на основе данных табл. 3, но с увеличением ошибок в измерениях угла наклона траекторий расхождение в оценках ΔK увеличивается.

Из полученных результатов параметрического анализа чувствительности следует полезный для практики испытаний вывод относительно влияния ошибки измерения веса самолета ΔG на точность определения K , особенно когда

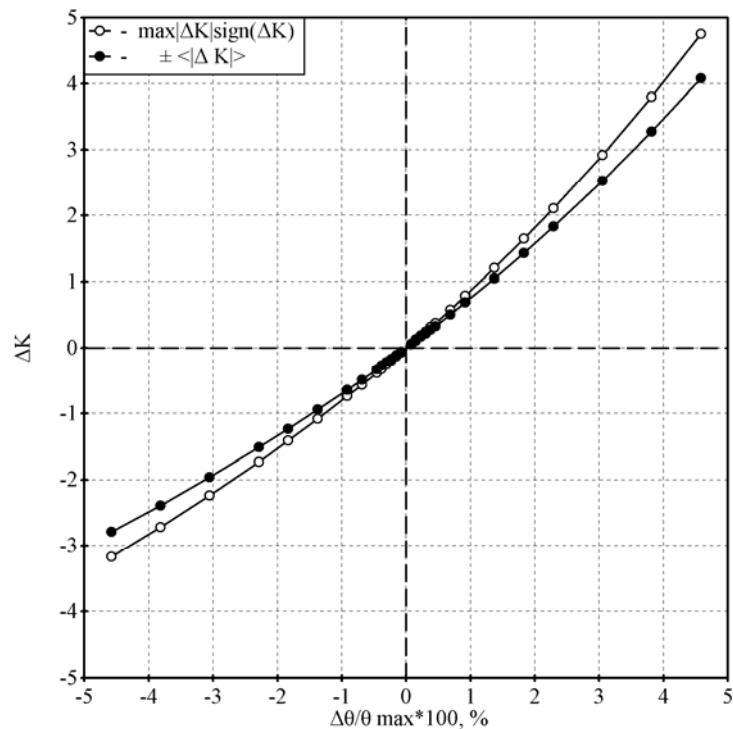


Рис. 3. Предельные ошибки максимального аэродинамического качества в зависимости от ошибки угла наклона траектории

выбранный план испытаний самолета реализуется за один полет [3]. В этом случае ошибка определения взлетного веса самолета перед вылетом рассматривается как систематическая ошибка, так как все последующие значения расчетного веса за счет выгорания топлива будут содержать в себе исходное смещение по переменной G .

Следствием такого смещения могут быть существенные ошибки в определении аэродинамического качества самолета. Для оценки последствий точности определения стартового веса самолета был выполнен вычислительный эксперимент, в котором ошибка измерения G перед вылетом (как систематическая ошибка) изменялась в пределах $\pm 1\%$ от максимального взлетного веса самолета, т. е. в полном соответствии с принятым выше допуском на ошибку в этой переменной. При этом все остальные входные переменные имели нулевые ошибки.

Результаты расчетов для плана с 20 точками, показывающие, как возрастают ошибки идентификации максимального аэродинамического качества самолета с ростом величины стартовой ошибки ΔG , представлены на рис. 4 (с замечанием относительно среднего значения, аналогичным замечанию на рис. 3). На этом рисунке по оси абсцисс указывается процент ошибки в определении полного взлетного веса самолета, а по оси ординат – максимальные и средние ошибки определения аэродинамического качества самолета. Как следует из графика рис. 4 ошибка в 1% от реального веса самолета и реализация программы

испытаний за один полет приводит к максимальной абсолютной ошибке определения характеристики K в крейсерской конфигурации гипотетического самолета, равной 0.9 - 1, а средней ошибки – 0.4 единицы качества.

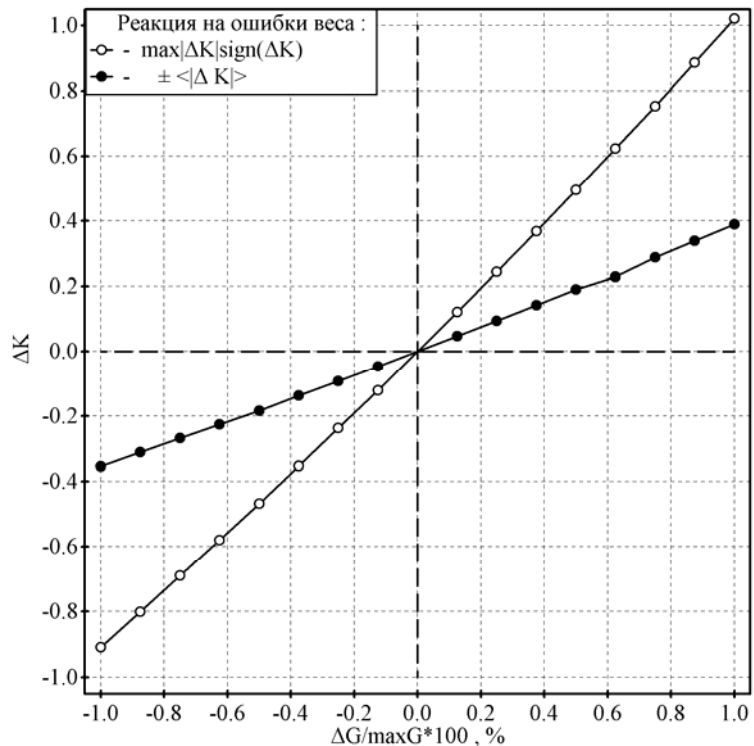


Рис. 4. Предельная ошибка в максимальном аэродинамическом качестве самолета в зависимости от ошибки веса.

На основе приведенных результатов можно сделать следующий вывод: наличие аналитических зависимостей аэродинамических коэффициентов $C_y(\alpha, M)$ и $C_x(C_y(\alpha, M), M)$ с уточняющими поправками на основе финитных функций, несмотря на принадлежность таких решений пространству C^0 , позволяет моделировать возникающие на практике ситуации и проводить соответствующие вычислительные эксперименты, направленные на оценку ожидаемых последствий в идентификации основных характеристик.

Список литературы

1. Нарожный А. Н., Высокогляд Г. Г., Шелудько А. И., Стефанишин Н. И. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Ч. 1. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Х.: НАКУ "ХАИ". – 2005. – Вып. 29. – С. 16-26.
2. Ермаков С. М., Жиглявский А. А. Математическая теория оптимального эксперимента. – Москва: Наука, 1987.
3. Нарожный А. Н. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Ч. 2. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Х.: НАКУ "ХАИ". 2006. – Вып. 30. – С. 62-72

Оптимизация параметров осевого воздухозаборника турбореактивного двигателя, расположенного под крылом самолета

Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова

Вступление

Выбор геометрических параметров воздухозаборника двигателя существенно влияет на аэродинамическое сопротивление самолета, вес конструкции, качество входа потока в двигатель при различных эволюциях самолета, а также на акустические характеристики мотогондолы. Зачастую требования имеют взаимоисключающий характер, что и предопределяет сложность формирования геометрических параметров воздухозаборника.

Постановка задачи

Основными параметрами воздухозаборника (ВЗ) двигателя есть диаметр (площадь) входного "горла", длина, аэродинамическая форма "губы", а также внешняя форма мотогондолы, соотношение площадей "горла" и двигателя, а также угол диффузора на входе в двигатель.

Требуется спроектировать воздухозаборник, имеющий минимальные гидравлические потери на входе в двигатель, минимальное сопротивление при внешнем обтекании, минимальный установочный вес, хорошие характеристики шумоглушения, а также обеспечить работоспособность двигателя при всех возможных эволюциях самолета. Задача – многопараметрическая, и необходимо определиться с приоритетными условиями при решении данной задачи.

Для пассажирского самолета одной из главных характеристик является часовой расход топлива в крейсерском полете, а соответственно требуется минимизировать как внешние аэродинамические потери, так и внутренние гидравлические. С этой позиции необходимо уменьшать площадь входного "горла" и длину ВЗ. Но при этом растут потери на входе вследствие увеличения скорости, а также возможно появление срывов при эволюциях самолета. Также уменьшается звукопоглощающая площадь. На АНТК им. Антонова выполнена работа по поиску наиболее приемлемого воздухозаборника для самолета Ан-148 ВЗ. При этом использовался программный комплекс STAR CD (PROSTAR 3.10), основанный на решении уравнений Навье-Стокса для вязкой жидкости в трехмерном пространстве.

В настоящей статье представлены результаты трехмерного газодинамического расчета двух вариантов воздухозаборника МГ-5 и МГ-7. На рис.1 представлены вертикальное и горизонтальное сечения воздухозаборников.

Основными исходными данными для расчетов являются:

Гдв – расход воздуха через воздухозаборник [кг/с];

Мн.п. – скорость набегающего потока;

Вн.п. – скорость набегающего потока [м/с];

λн.п. – угол входа набегающего потока [град];

$\beta_{н.п.}$ – угол входа набежавшего потока [град];
 $P^*_{н}$ – статическое давление на расчетной высоте [кг/см², бар];
 $T^*_{н}$ – статическая температура на высоте [К];
 μ – вязкость рабочей среды [кг/см];
 ρ – плотность воздуха;
 R – постоянная Больцмана;
 C_p – теплоемкость газа

Система координат расчетной области соответствует системе координат геометрических файлов POV-MG5.IGS и POV-MG7.IGS.

Расчет проводился для следующих режимов работы двигателя:

1) Горизонтальный полет

Гдв=90.7 кг/с	$\alpha_{н.п.}=+4$	$T^*_{н}=243$ К
Мн.п.=0.78	$\beta_{н.п.}=0$	
Vн.п.=230 м/с	$P^*_{н}=0.315$ кг/см ² =0.309 бар	

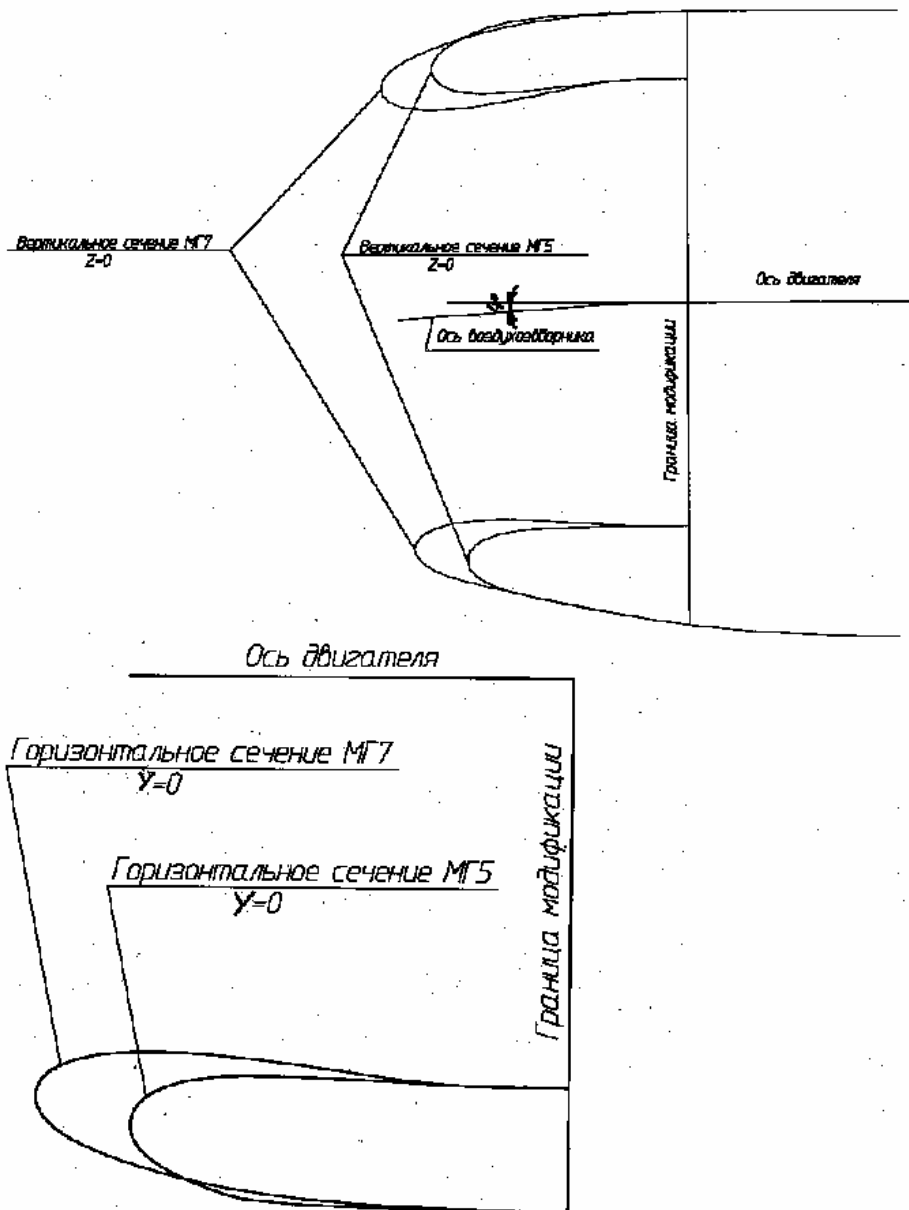


Рис. 1

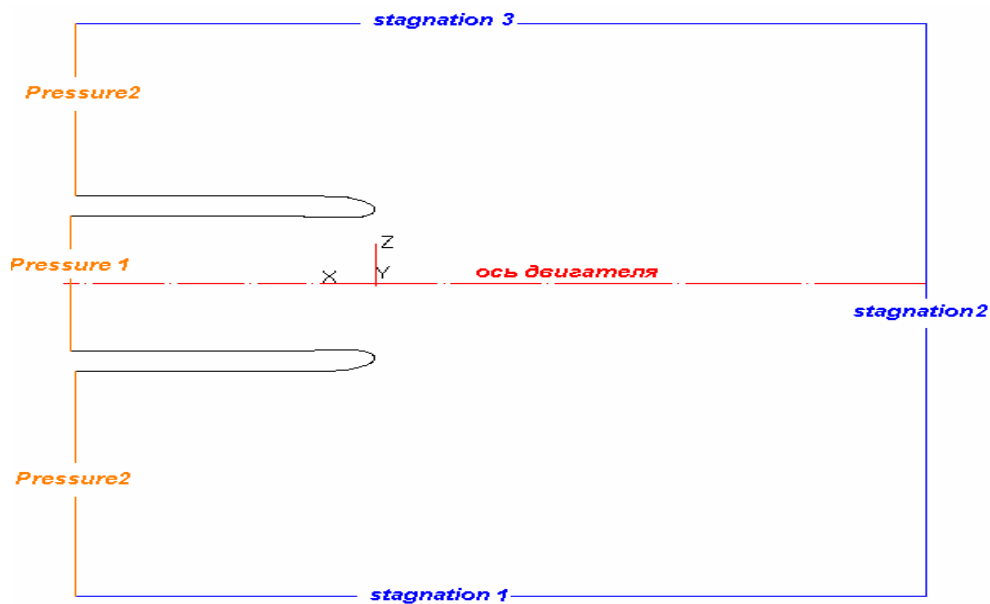


Рис. 2

2) Полет с максимальным углом атаки

Гдв=90.7 кг/с

Мн.п.=0.78

Вн.п.=230 м/с

$\alpha_{н.п.}=+11$

$\beta_{н.п.}=0$

$P^*_{н.п.}=0.315 \text{ кг/см}^2=0.309 \text{ бар}$

$T^*_{н.п.}=243 \text{ К}$

3) Полет со скольжением

Гдв=90.7 кг/с

Мн.п.=0.78

Вн.п.=230 м/с

$\alpha_{н.п.}=0$

$\beta_{н.п.}=10$

$P^*_{н.п.}=0.315 \text{ кг/см}^2=0.309 \text{ бар}$

$T^*_{н.п.}=243 \text{ К}$

Результаты расчета

Вариант воздухозаборника МГ-5

На рис. 2 представлена геометрия расчетной области воздухозаборника МГ-5 в горизонтальном сечении. На этом же рисунке показаны типы граничных условий на входе и выходе из расчетной области для всех расчетных режимов, кроме первого. На первом расчетном режиме вместо граничных условий Stagnation2 и Stagnation3 задавалось граничное условие Pressure2.

При расчете скорость самолета имитировалась скоростью набегающего потока. В расчетной модели область внешнего потока, начинающаяся от входной границы (граница Stagnation), разделяется в дальнейшем на область внешнего потока и область внутреннего потока. Скорость внешнего потока (скорость полета самолета) определяется заданным полным давлением и температурой на входе в расчетную область (граница Stagnation), а также противодавлением на выходе из расчетной области внешнего потока (граница Pressure2). Для области внутреннего потока расход на входе в компрессор определяется заданным полным давлением и температурой на входе в расчетную область (граница Stagnation) и противодавлением на выходе из расчетной области внутреннего потока (граница Pressure1). Давления на границах Pressure подбирались такими, чтобы скорость полета и расход на входе в компрессор примерно соответствовали заданному режиму работы двигателя. Исходные данные для расчетов и получившиеся в результате расчета режимные параметры представлены в табл. 1.

Таблица 1

Режим		1	2	3	4	5	6
$P^*_{stagnation}$	[кг/см ²]	1.033	0.315	0.315	0.315	0.257	0.315
$T^*_{stagnation}$	[К]	288	243	243	243	229	243
DX^{\heartsuit}		0	0.998	0.982	0.985	0.927	0.995
DY^{\heartsuit}		0	0.070	0.191	0	0	-0.11
DZ^{\heartsuit}		1	0	0	0.174	0.375	0
$P_{pressure1}$	[кг/см ²]	0.904	0.264	0.264	0.264	0.209	0.301
$P_{pressure2}$	[кг/см ²]	1.031	0.194	0.194	0.194	0.211	0.194
Входная степень турбул.	[%]	2	2	2	2	2	2
Масштаб турб. на входе	[м]	0.01	0.01	0.01	0.01	0.01	0.01
Скорость полета ^{♥♥}	[м/с]	18.4	231.1	232.4	232	157.7	228.2
Число Маха полета ^{♥♥}		0.054	0.784	0.789	0.787	0.535	0.773
Расход на вх. в компр. ^{♥♥}	[кг/с]	242.7	90	90.2	91.2	74.2	50.8

♥ Направляющие косинусы потока по соответствующим осям

♥♥ Параметры, получившиеся в результате расчета

В ходе расчета решалась система уравнений газовой динамики в трехмерной постановке. Рабочая среда – воздух с постоянной вязкостью $\mu=1,81 \cdot 10^{-5}$ кг/мс, постоянной теплоемкостью $C_p=1006$ Дж/кгК и подчиняющийся уравнению состояния в виде $\rho=P/RT$. В ходе расчета использовалась K-E/Chen модель турбулентности с газодинамически гладкими стенками и схема второго порядка точности MARS.

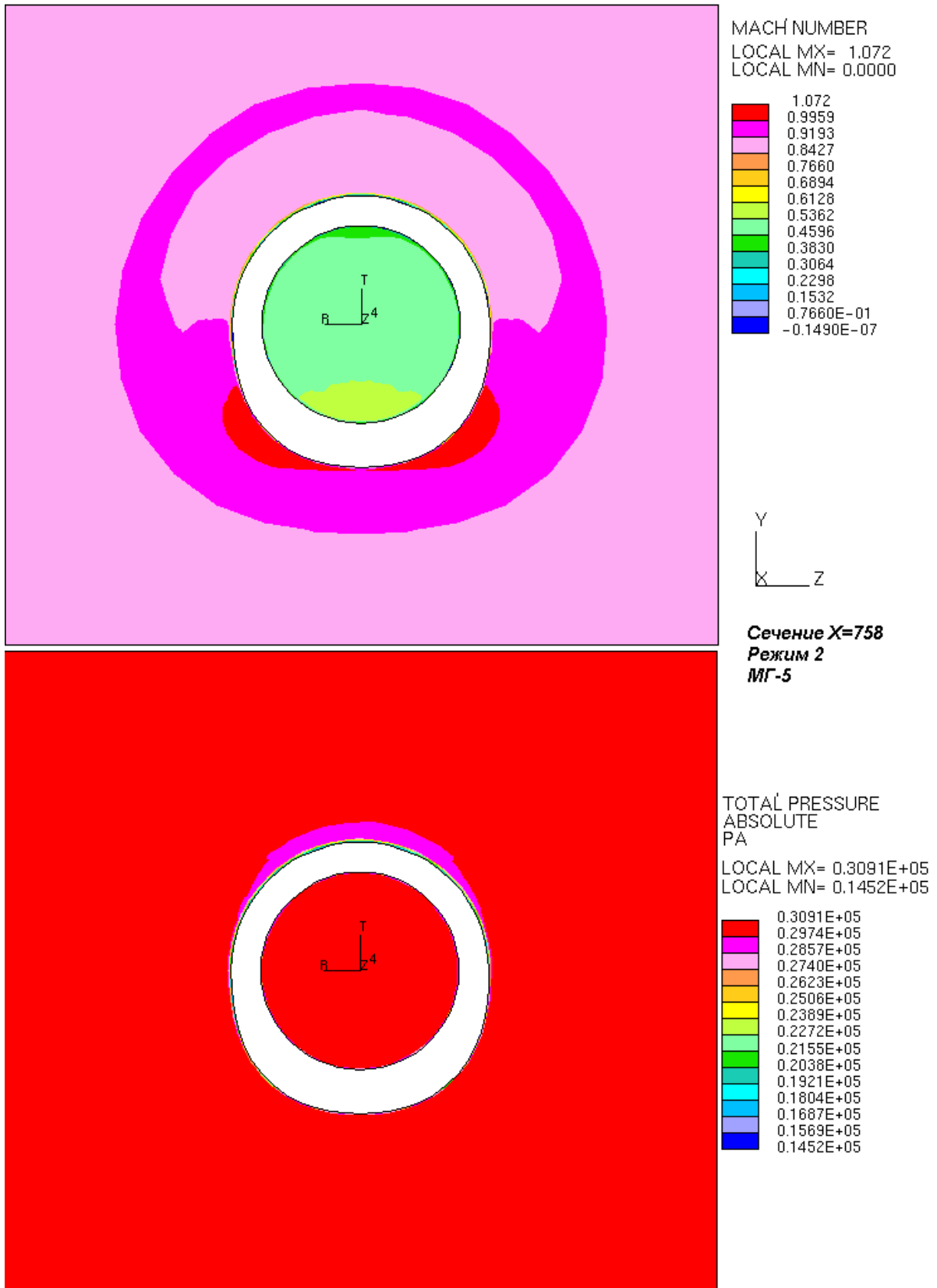
В табл. 2. представлены результаты расчета среднеплощадных значений полного давления P^* на входе в двигатель в сечении $X=758$ мм

Таблица 2

Режим		1	2	3	4	5	6
Скорость полета ^{♥♥}	[м/с]	18.4	231.1	232.4	232	157.7	228.2
α		0	+4	+11	0	0	-6
β		90	0	0	10	22	0
$P^*_{stagnation}$	[кг/см ²]	1.033	0.315	0.315	0.315	0.257	0.315
$P^*_{двигателя}$	[кг/см ²]	1.029	0.313	0.313	0.314	0.251	0.315
$\sigma = P^*_{двигателя} / P^*_{stagnation}$		0.996	0.994	0.994	0.997	0.977	0.999

♥♥ Параметры, получившиеся в результате расчета

На рис. 3,4,5 представлено распределение числа Маха и полного давления в сечении $X=758$ мм для всех расчетных режимов.



MG5 REZIM2 Gdv=90.7 Vp=230 m/c ALF=+4 BET=0 P*=0.315kg/cm**2 T*=243K

Рис. 3

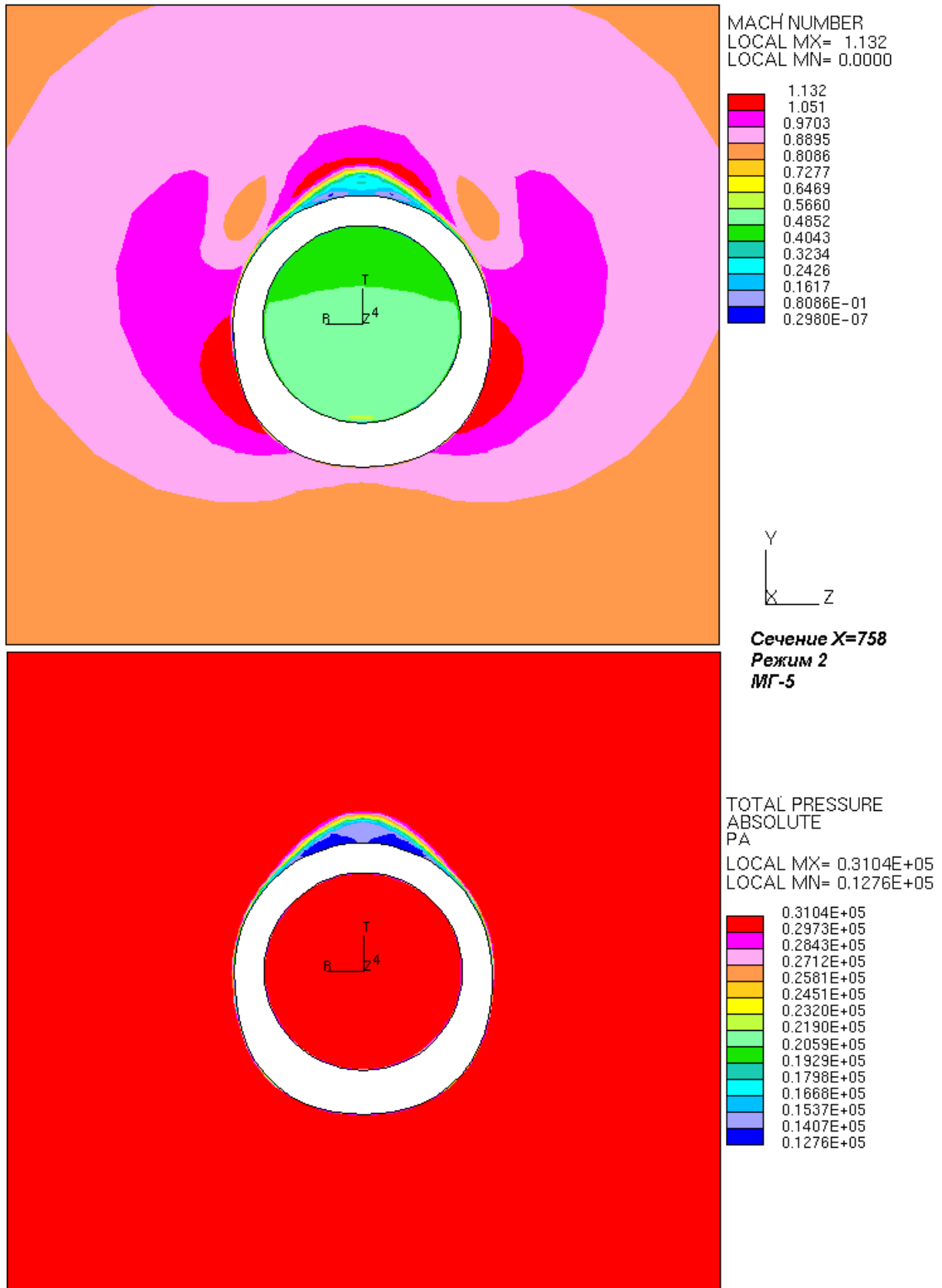


Рис. 4

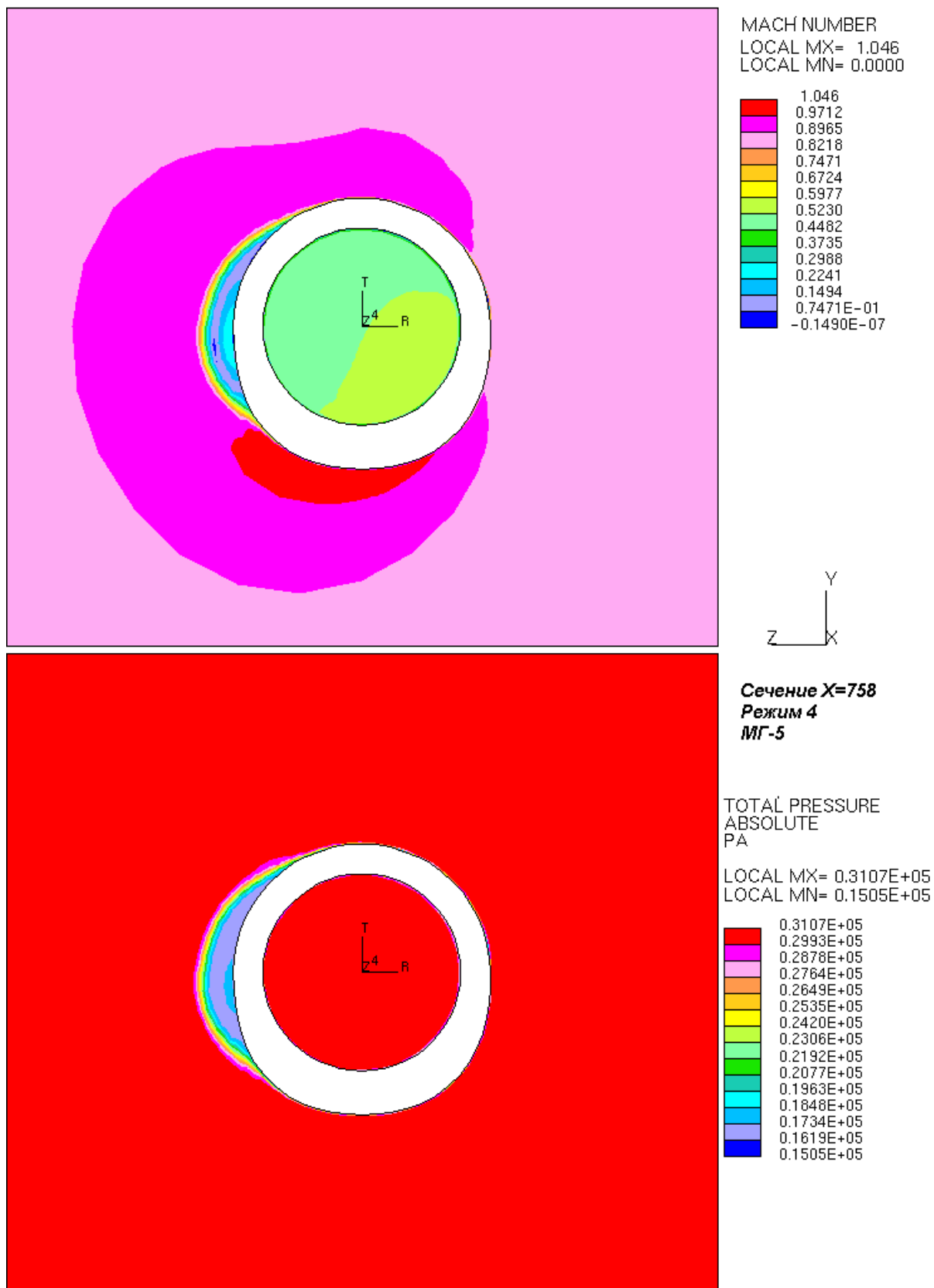
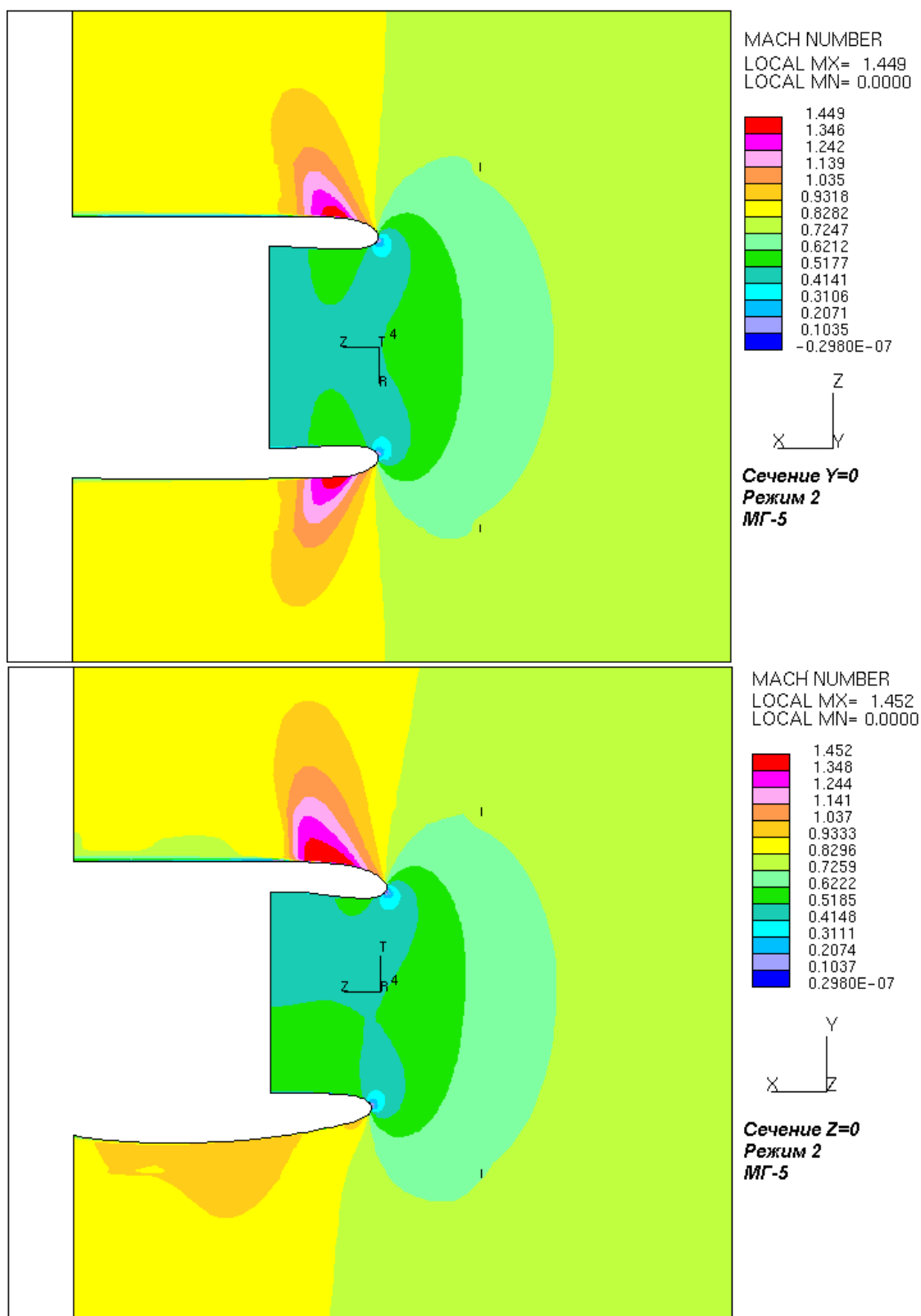


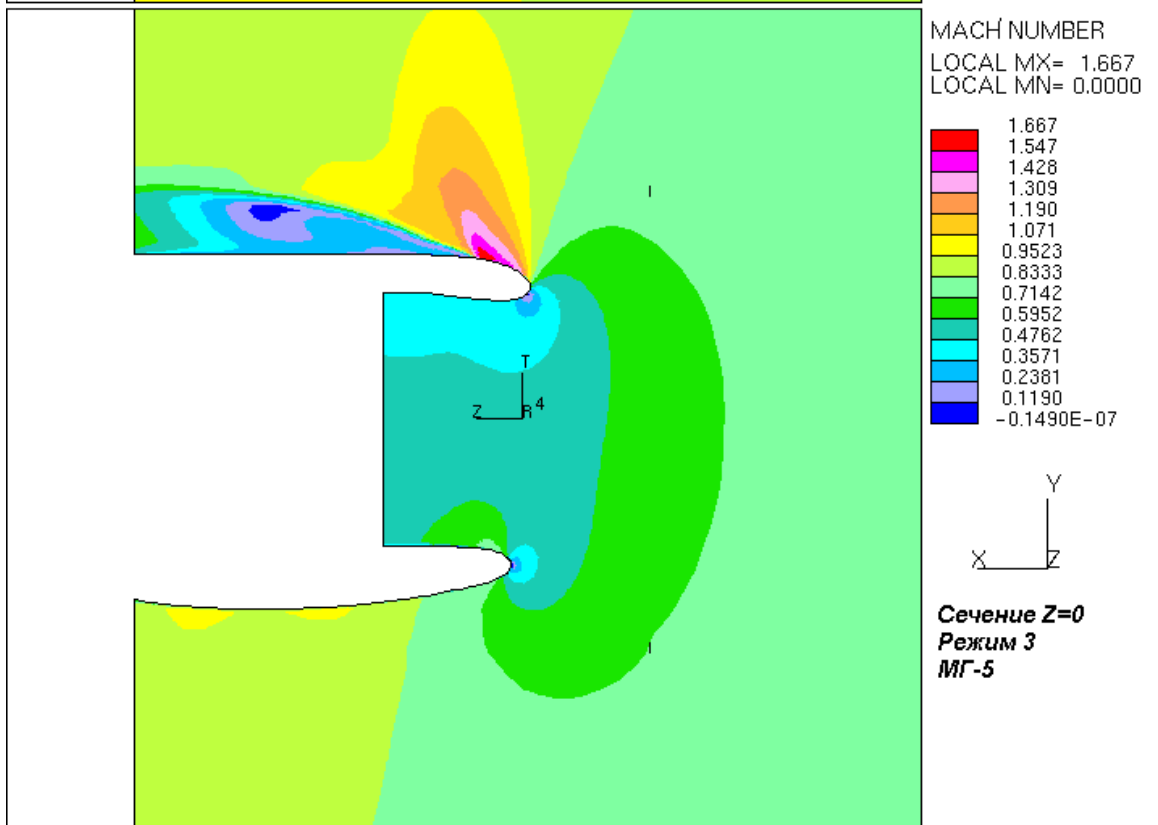
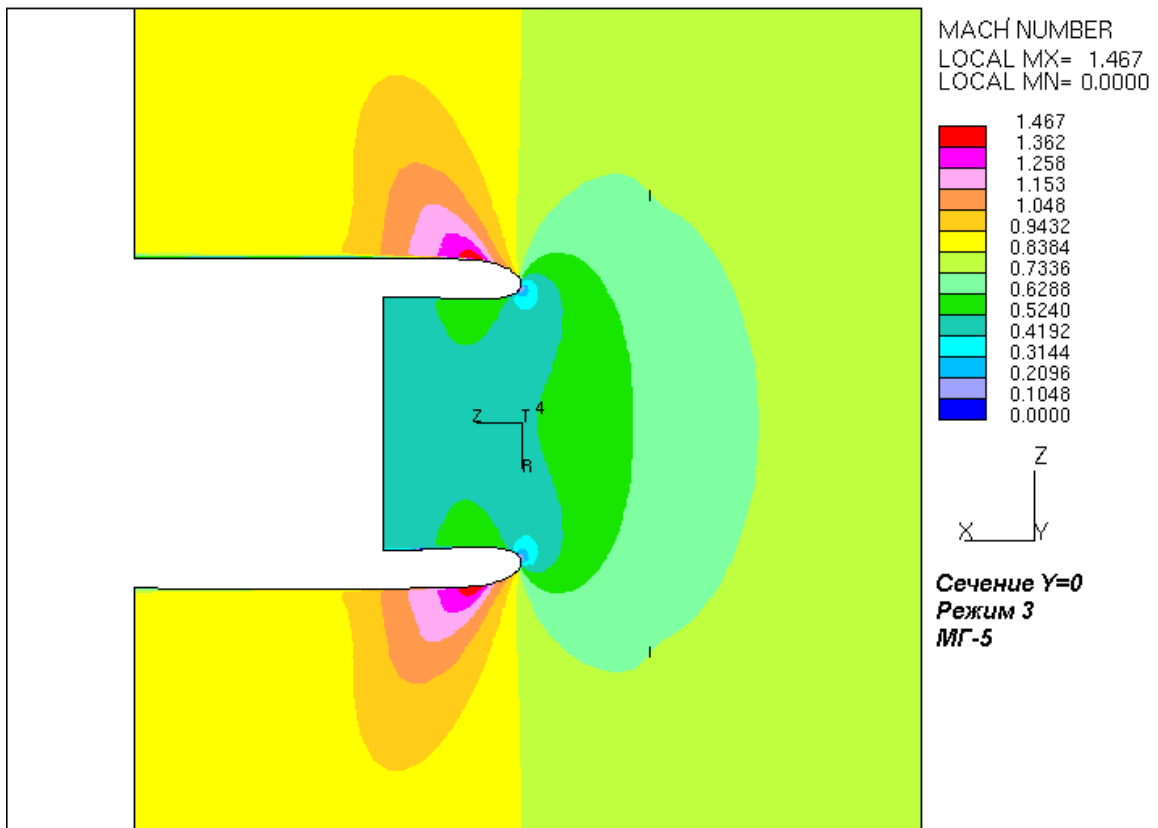
Рис. 5

На Рис. 6, 7, 8 представлено распределение числа Маха в сечениях $Y=0$ и $Z=0$ для всех расчетных режимов.



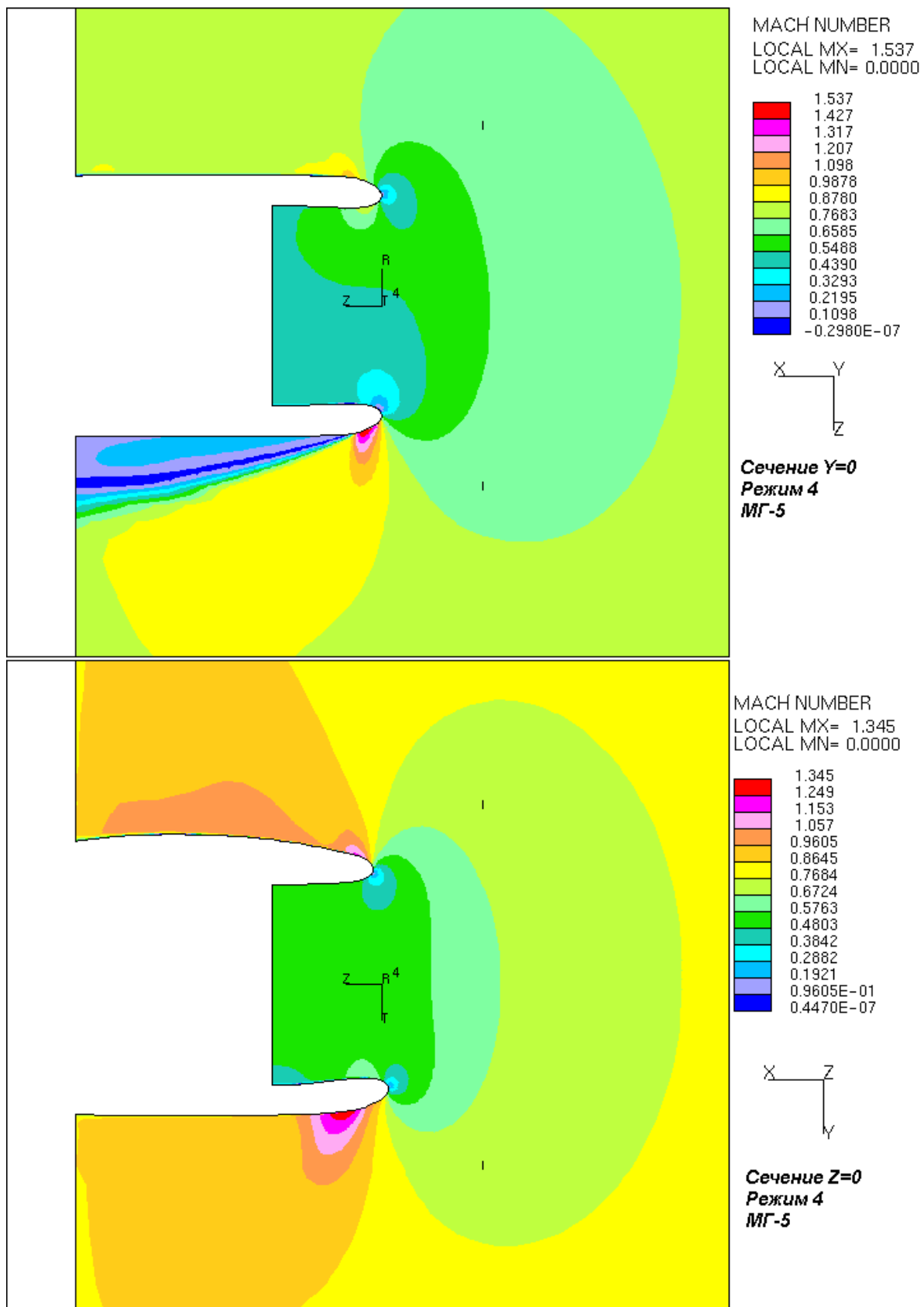
MG5 REZIM2 Gdv=90.7 Vp=230 m/c ALF=+4 BET=0 P*=0.315kg/cm**2 T*=243K

Рис. 6



MG5 REZIM3 Gdv=90.7 M=0.78 Alf=+11 Bet=0 P*=0.315kg/cm**2 T*=243K

Рис. 7



MG5 REZIM4 Gdv=90.7 M=0.78 Alf=0 Bet=10 P*=0.315kg/cm**2 T*=243K

Рис. 8

Вариант воздухозаборника МГ-7

Типы граничных условий на входе и выходе из расчетной области для всех расчетных режимов, кроме первого и пятого, устанавливались такие же, как и для воздухозаборника МГ-5 (см. рис. 2). На первом расчетном режиме вместо граничных условий Stagnation2 и Stagnation3 задавалось граничное условие Pressure2. На пятом расчетном режиме вместо граничного условия Stagnation3 задавалось граничное условие Pressure2.

При расчете скорость самолета имитировалась скоростью набегающего потока. В расчетной модели область внешнего потока, начинающаяся от входной границы (граница Stagnation), разделяется в дальнейшем на область внешнего потока и область внутреннего потока. Скорость внешнего потока (скорость полета самолета) определяется заданным полным давлением и температурой на входе в расчетную область (граница Stagnation), а также противодавлением на выходе из расчетной области внешнего потока (граница Pressure2). Для области внутреннего потока расход на входе в компрессор определяется заданным полным давлением и температурой на входе в расчетную область (граница Stagnation), а также противодавлением на выходе из расчетной области внутреннего потока (граница Pressure1). Давления на границах Pressure подбирались такими, чтобы скорость полета и расход на входе в компрессор примерно соответствовали заданному режиму работы двигателя. Исходные данные для расчетов и получившиеся в результате расчета режимные параметры представлены в табл. 3.

Таблица 3

Режим	1	2	3	4	5	6
$P_{stagnation}^*$ [кг/см ²]	1.033	0.315	0.315	0.315	0.257	0.315
$T_{stagnation}^*$ [К]	288	243	243	243	229	243
DX^\heartsuit	0	0.998	0.982	0.985	0.927	0.995
DY^\heartsuit	0	0.070	0.191	0	0	-0.11
DZ^\heartsuit	1	0	0	0.174	0.375	0
$P_{pressure1}$ [кг/см ²]		0.261	0.261	0.261	0.203	0.301
$P_{pressure2}$ [кг/см ²]		0.204	0.204	0.204	0.211	0.204
Входная степень турбул. [%]	2	2	2	2	2	2
Масштаб турб. на входе [м]	0.01	0.01	0.01	0.01	0.01	0.01
Скорость полета $\heartsuit\heartsuit$ [м/с]	14.4	231	234.2	234.4	159	233.7
Число Маха полета $\heartsuit\heartsuit$	0.042	0.784	0.795	0.795	0.539	0.793
Расход на вх. в компр. $\heartsuit\heartsuit$ [кг/с]	245.7	89.5	91.3	90.9	73	50.4

\heartsuit Направляющие косинусы потока по соответствующим осям

$\heartsuit\heartsuit$ Параметры, получившиеся в результате расчета

В ходе расчета решалась система уравнений газовой динамики в трехмерной постановке. Рабочая среда – воздух с постоянной вязкостью $\mu=1,81 \cdot 10^{-5}$ кг/мс, постоянной теплоемкостью $C_p=1006$ Дж/кгК и подчиняющийся уравнению состояния в виде $\rho=P/RT$. В ходе расчета использовалась K-E/Chen модель турбулентности с газодинамически гладкими стенками и схема второго порядка точности MARS.

В табл. 4 представлены результаты расчета среднеплощадных значений полного давления P^* на входе в двигатель в сечении $X=758$ мм.

Таблица 4

Режим	1	2	3	4	5	6
Скорость полета ^{♥♥} [м/с]	14.4	231	234.2	234.4	159	233.7
α	0	+4	+11	0	0	-6
β	90	0	0	10	22	0
$P^*_{stagnation}$ [кг/см ²]	1.033	0.315	0.315	0.315	0.257	0.315
$P^*_{двигателя}$ [кг/см ²]	1.025	0.311	0.313	0.312	0.242	0.315
$\sigma = P^*_{двигателя} / P^*_{stagnation}$	0.992	0.987	0.994	0.992	0.94	0.999

♥ Направляющие косинусы потока по соответствующим осям

♥♥ Параметры, получившиеся в результате расчета

На рис. 9, 10, 11 представлено распределение числа Маха и полного давления в сечении X=758 мм для всех расчетных режимов.

На Рис. 12, 13, 14 представлено распределение числа Маха в сечениях Y=0 и Z=0 для всех расчетных режимов.

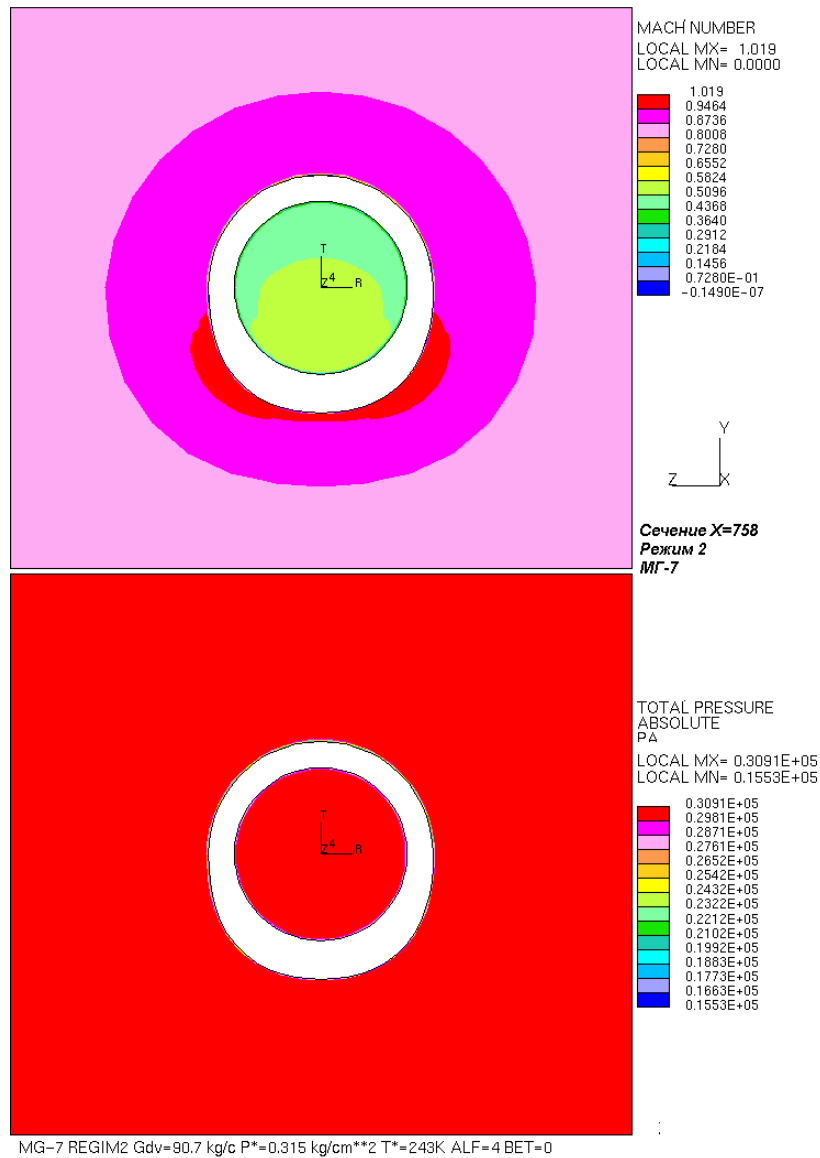
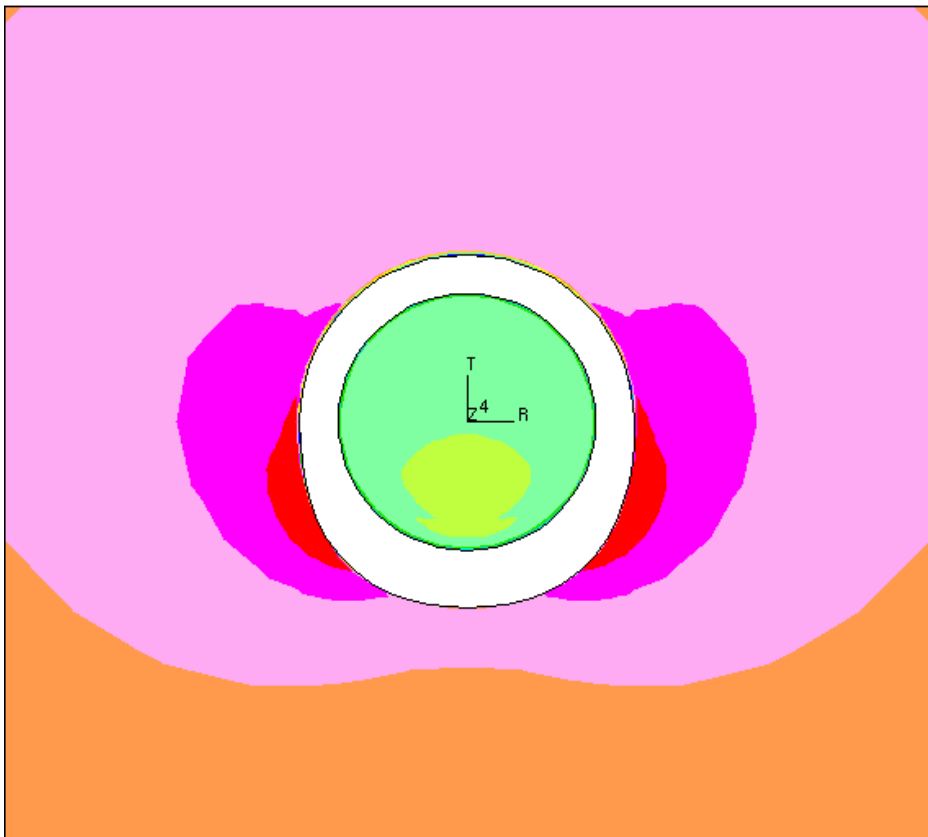
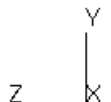
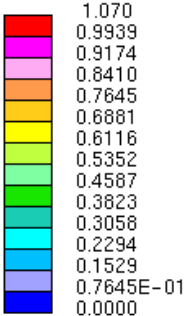


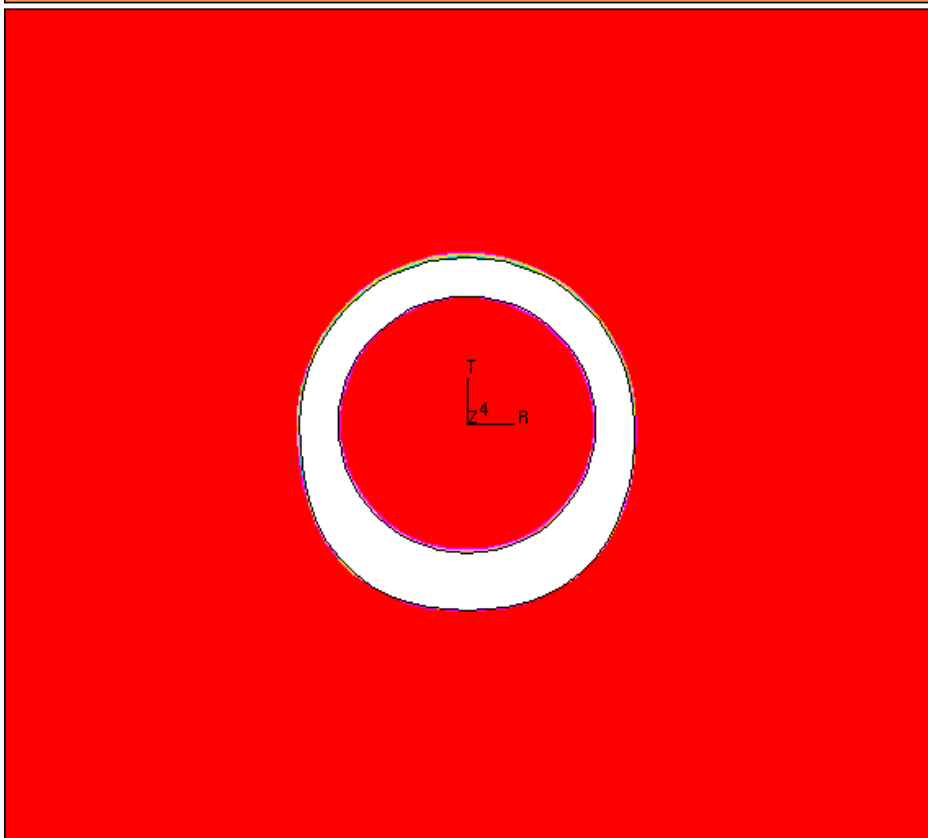
Рис. 9



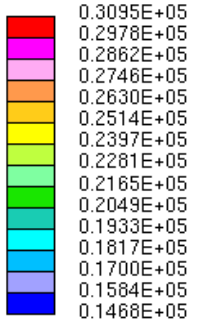
MACH NUMBER
 LOCAL MX= 1.070
 LOCAL MN= 0.0000



Сечение X=758
 Режим 3
 МГ-7

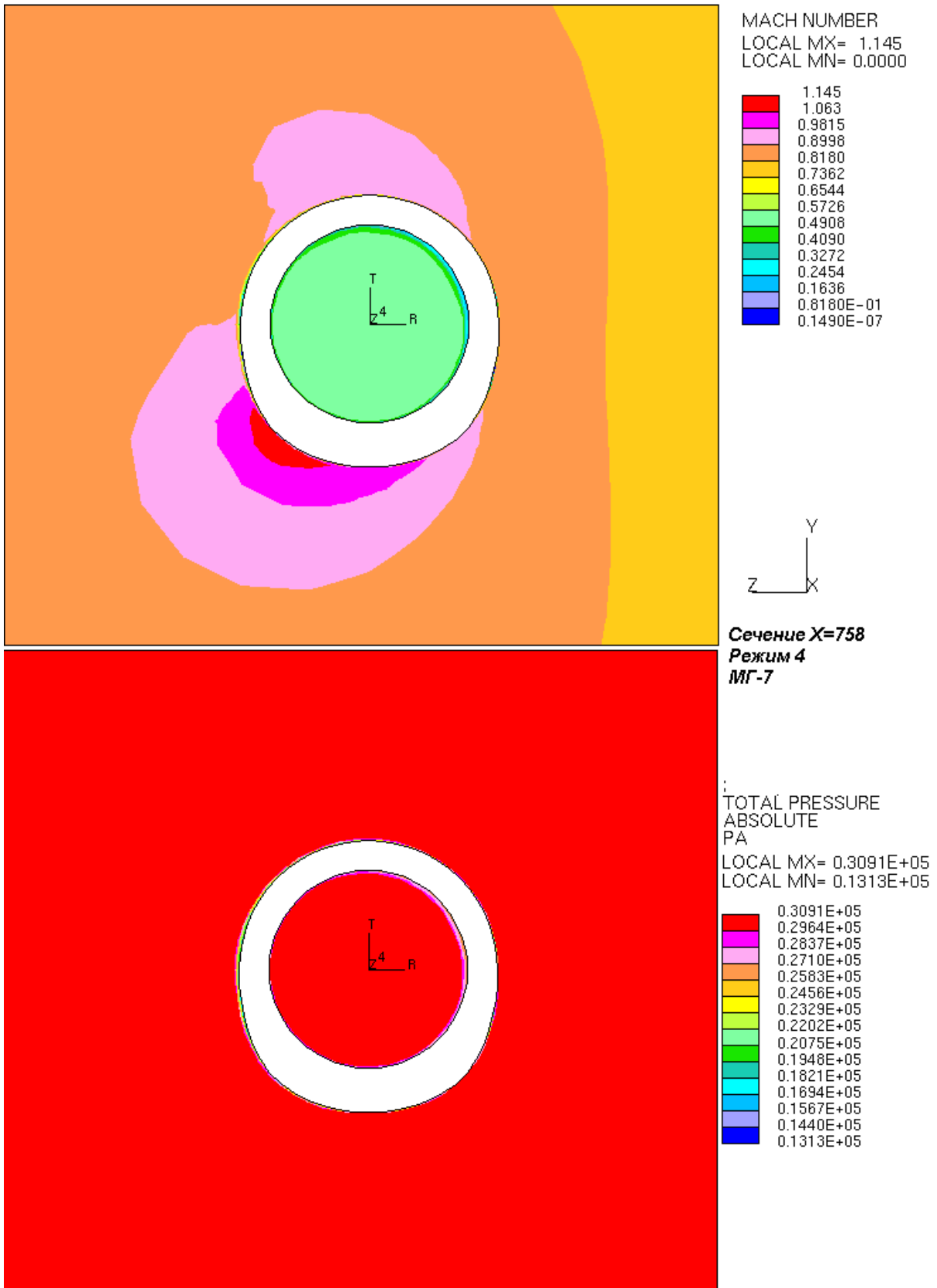


TOTAL PRESSURE
 ABSOLUTE
 PA
 LOCAL MX= 0.3095E+05
 LOCAL MN= 0.1468E+05



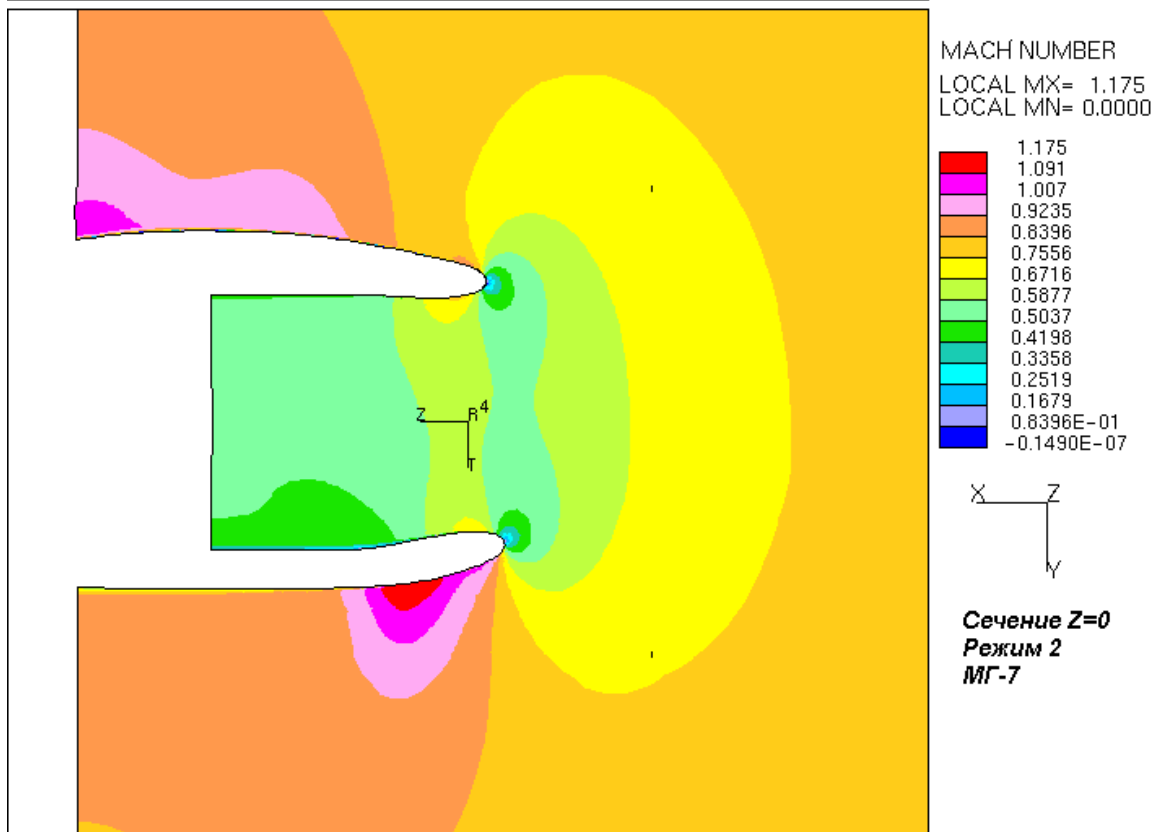
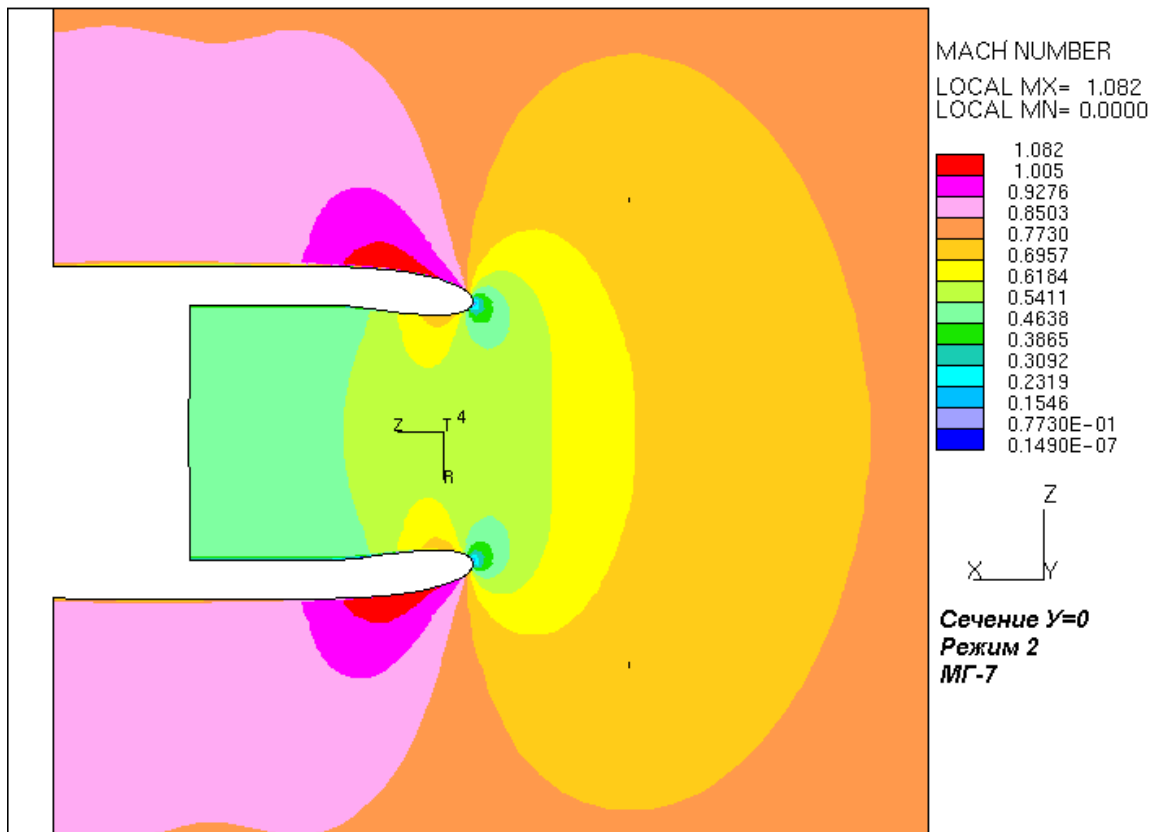
MG7 REGIM3 Gdv=90.7 M=0.78 Alf=11 Bet=0 P*=0.315kg/cm**2 T*=243K

Рис. 10



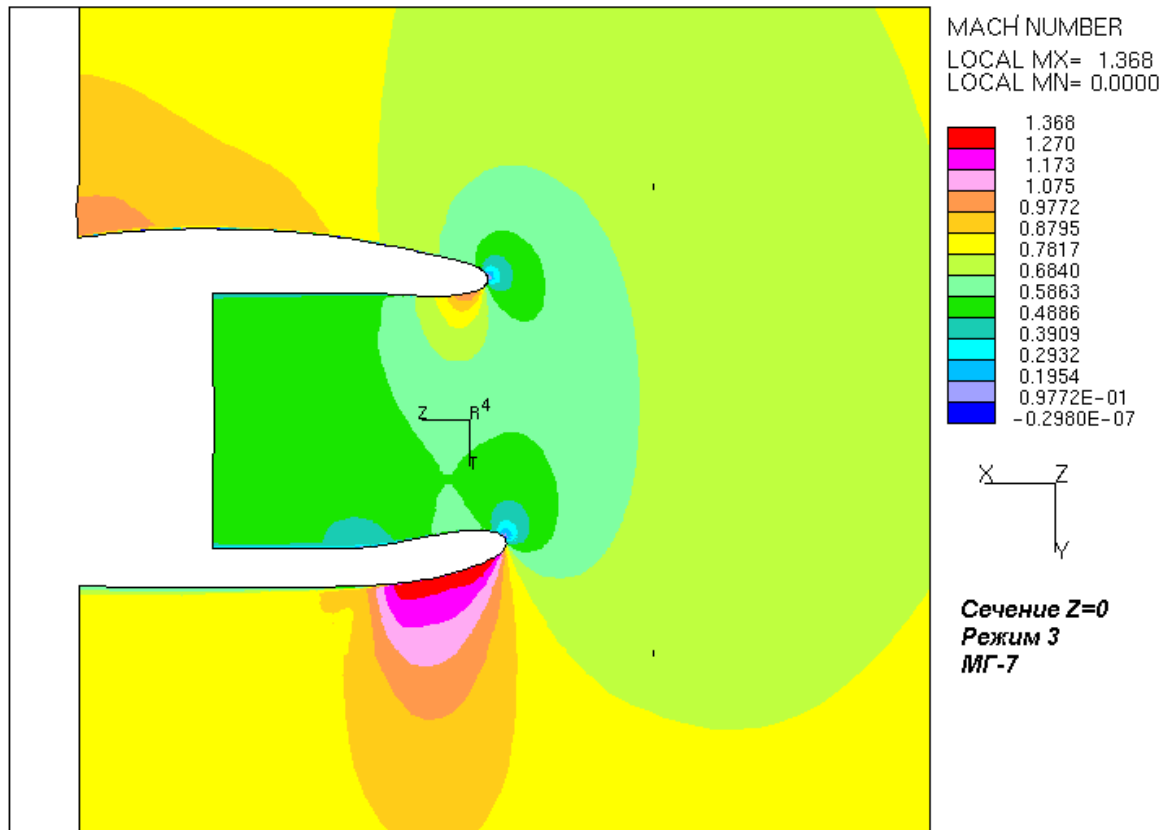
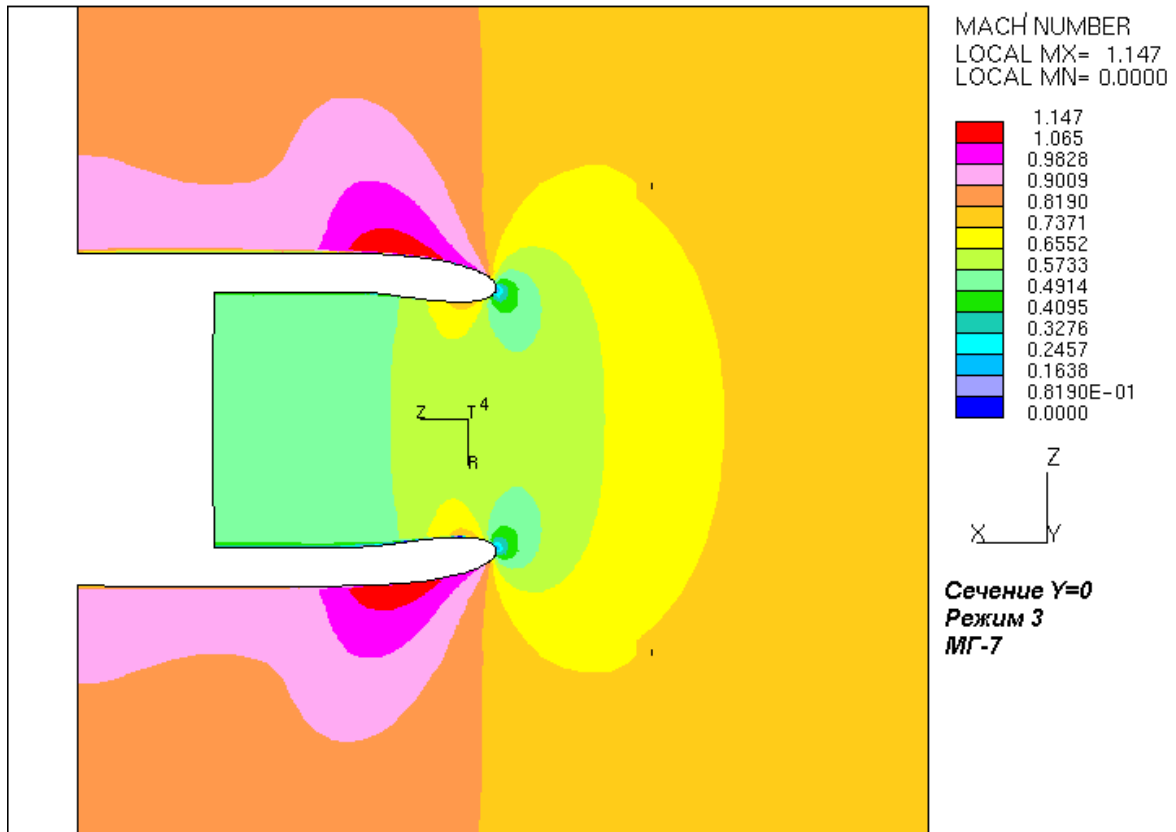
MG7 REGIM4 Gdv=90.7 M=0.78 Alf=0 Bet=10 P*=0.315kg/cm**2 T*=243K

Рис. 11



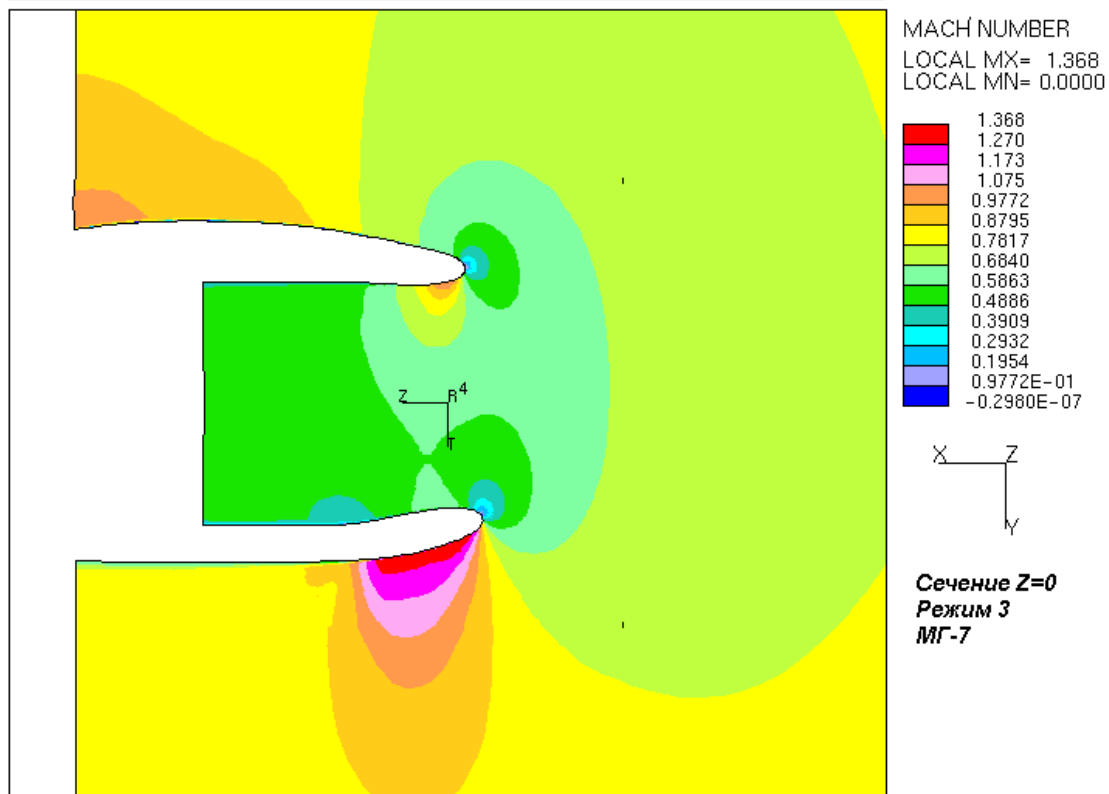
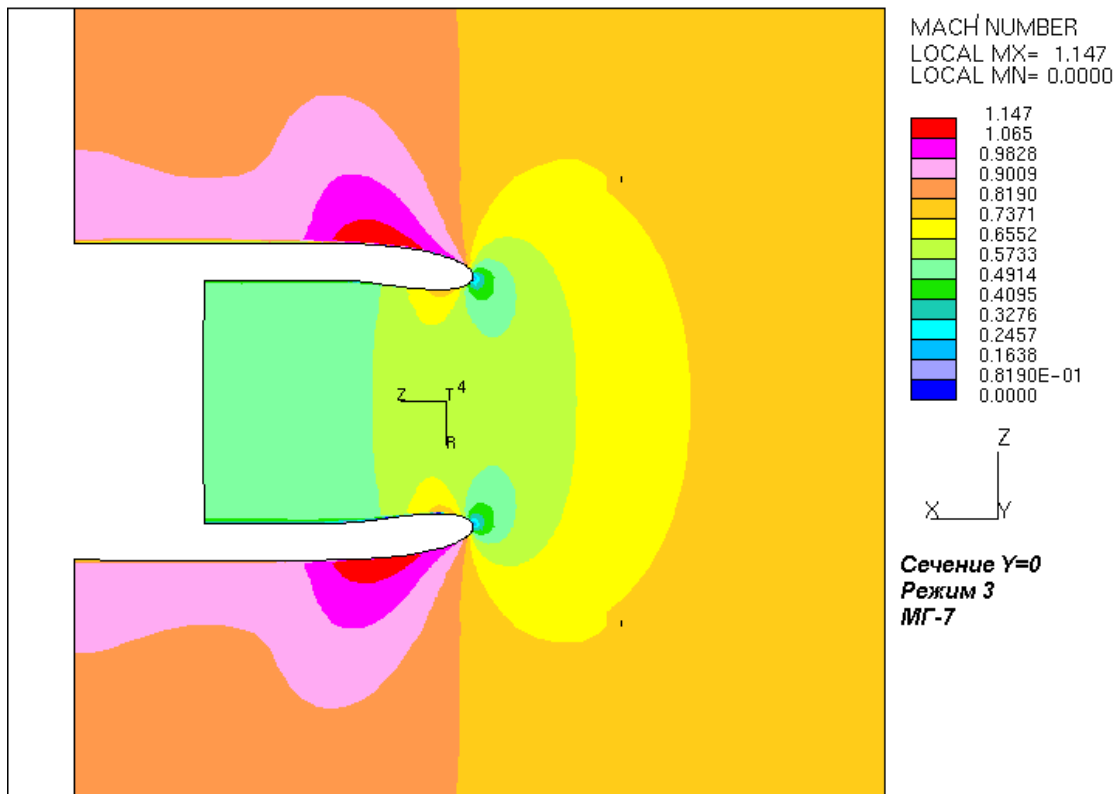
MG-7 REGIM2 Gdv=90.7 kg/c P*=0.315 kg/cm**2 T*=243K ALF=4 BET=0

Рис. 12



MG7 REGIM3 Gdv=90.7 M=0.78 Alf=11 Bet=0 P*=0.315kg/cm**2 T*=243K

Рис. 13



MG7 REGIM3 Gdv=90.7 M=0.78 Alf=11 Bet=0 P*=0.315kg/cm**2 T*=243K

Рис. 14

Для удобства сравнения характера течения на Рис. 15, 16, 17 представлены распределения давления на стенке в характерных для расчетных режимов сечениях вдоль оси воздухозаборника.

В точке отрыва пограничного слоя сила трения на стенке обращается в ноль, а в самой зоне отрыва становится отрицательной. Для определения протяженности зоны отрыва на рис. 15, 16, 17 представлены распределение осевой составляющей силы трения вдоль оси воздухозаборника.

При анализе отрывного течения внутри воздухозаборника необходимо учитывать, что протяженность зоны отрыва в реальном течении будет меньше из-за наличия центрального тела, геометрия которого нам не выдавалась.

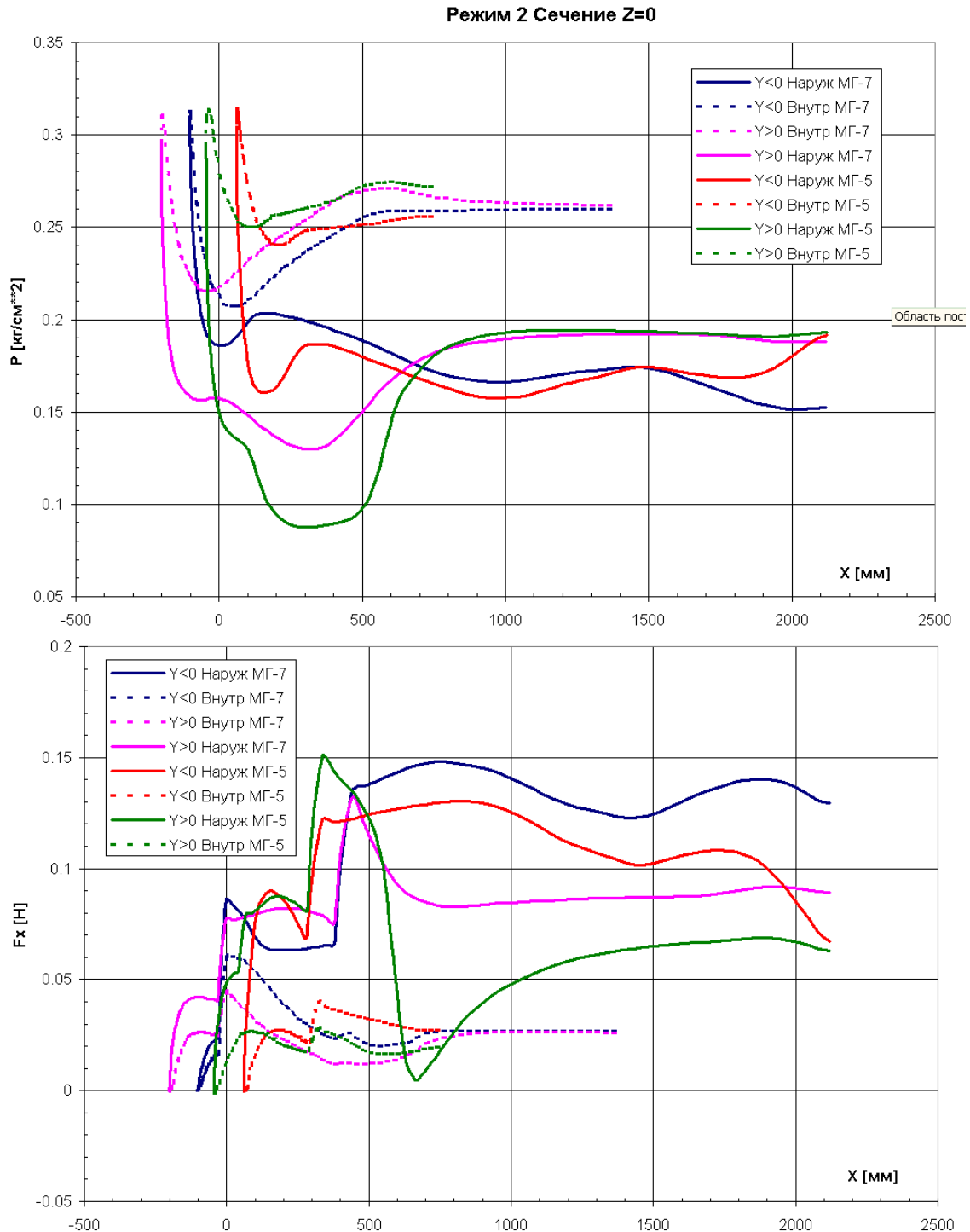


Рис. 15

Режим 3 Сечение Z=0

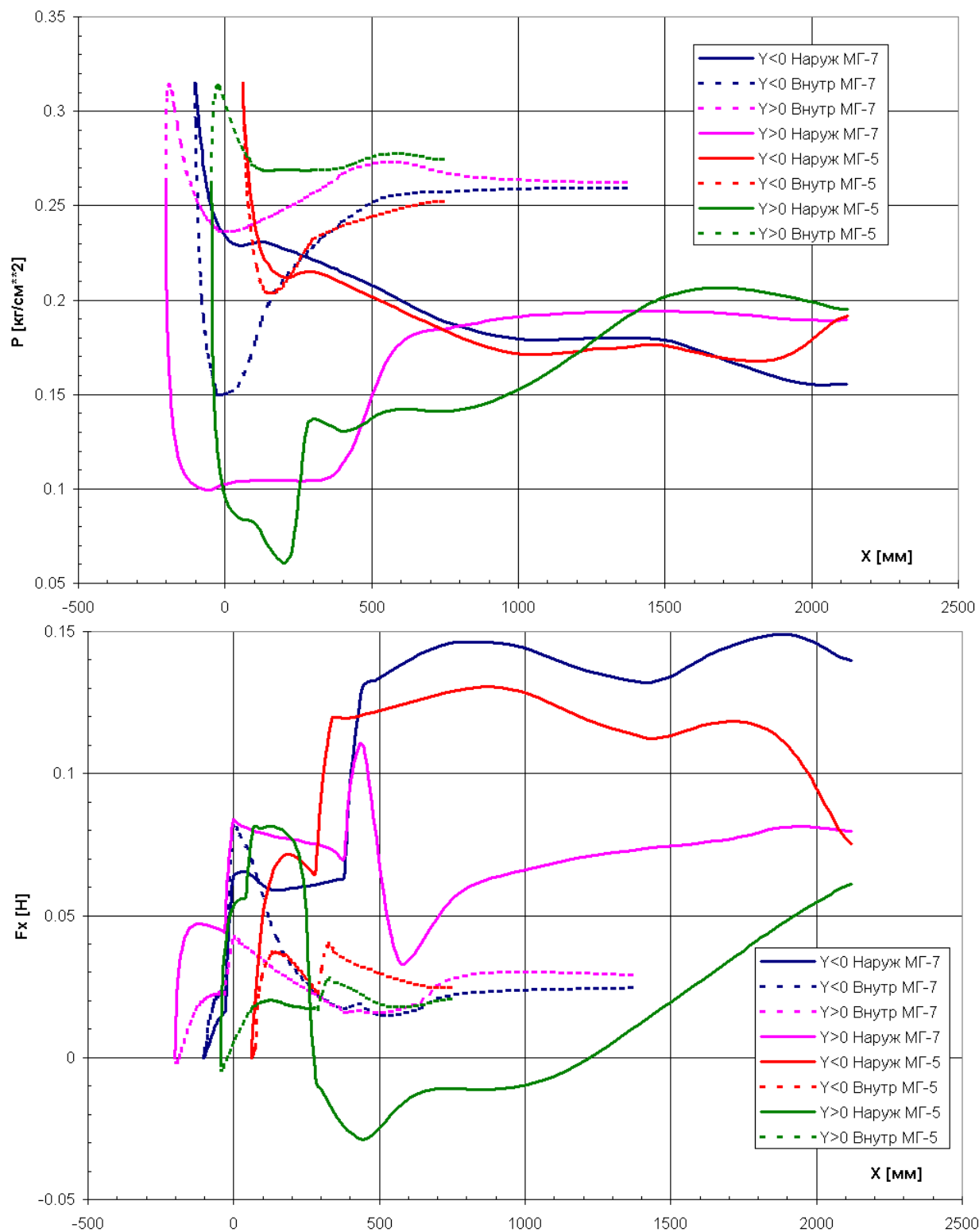


Рис. 16

Режим 4 Сечение Y=0

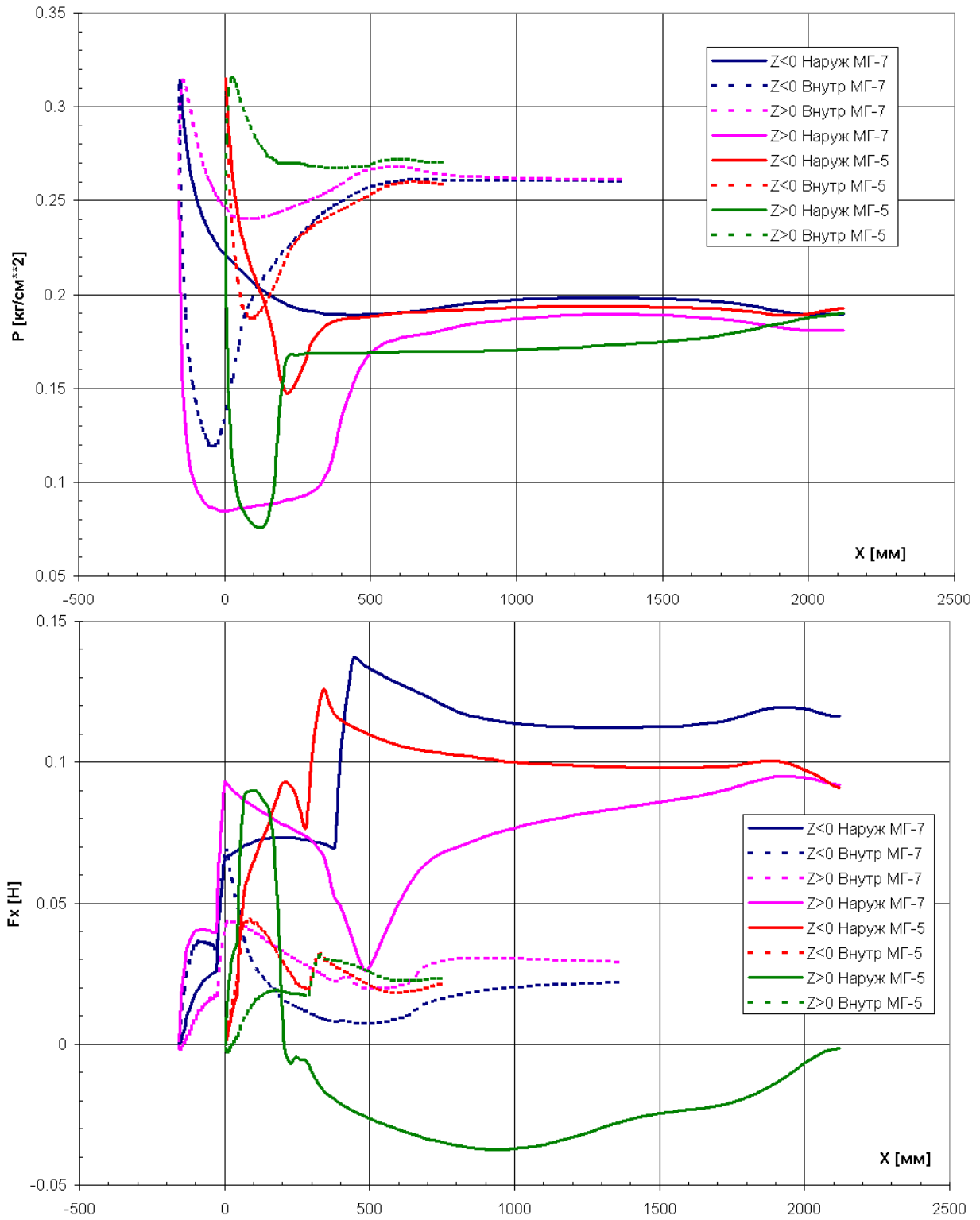


Рис. 17

Анализ результатов расчетов показывает, что для внутреннего канала ВЗ в крейсерских условиях полета ($H=11600\text{м}$; $M=0,78$; МСА; режим - М.крейс.) потери полного давления в воздухозаборнике МГ-7 - 1,3 %, что приводят к потере тяги на 1,6 % и увеличению удельного расхода топлива двигателя на 0,9% при установке воздухозаборника МГ-7 вместо МГ-5. Увеличение удельного расхода топлива приводит к такому же увеличению километровых расходов топлива самолета. При этом сохраняется приемлемая для двигателя неравномерность потока на входе при различных эволюциях самолета.

Увеличение длины ВЗ приводит к росту его веса на 18 кг, но при этом уровень пролетного шума снижается на $\sim 1,8$ дБА.

Дальнейшие продувки модели самолета Ан-148 с ВЗ в исполнении МГ-7 и летные испытания показали, что аэродинамическое качество самолета увеличивается до $\Delta K=0,3$, что, в свою очередь, снижает часовой расход топлива на крейсерской высоте полета при $M=0,78$ до 5 %.

Выводы

1. При проектировании ВЗ определяющим режимом является крейсерский полет.
2. Критерием оптимизации должна служить топливная эффективность самолета.
3. Граничными условиями при проектировании являются обеспечение допустимой неравномерности на входе в двигатель и требования по акустике.
4. Получены практические результаты, позволившие на самолете Ан-148 на 5 % часовой расход топлива в крейсерском полете.

Список литературы

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 524 с.
2. Бадягин А.А., Егер С.М., Фомин М.А. Проектирование самолетов. – М.: Машиностр., 1977. – 514 с.
3. Дынкин А.Л. "Самолет начинается с двигателя. В 3 т. – Рыбинск: Рыбинское подворье, 1995-1999.
4. Соболев И.М., Статинков Р.Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. – М.: 1981. – 317 с.
5. Шейнин В. М., Козловский В. И. Проблемы проектирования пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1972. – 308 с.

Исследование влияния радиального натяга, осевой затяжки болтов и поверхностного упрочнения элементов срезного соединения из титанового сплава ВТ6 на их усталостную долговечность

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

Из литературных источников [3 – 5] известно, что применение радиального натяга, осевой затяжки болтов и поверхностное упрочнение деталей пластическим деформированием повышают их усталостную долговечность. Однако для срезных болтовых соединений из титанового сплава ВТ6 такой информации в технической литературе не обнаружено.

Целью данной работы является исследование влияния затяжки и радиального натяга болтов на усталостную долговечность одно- и двухсрезных соединений из титанового сплава ВТ6, а также оценка эффективности локального упрочнения контактирующих поверхностей как средства, повышающего усталостную долговечность двухсрезных соединений из сплава ВТ6.

На рис. 1 и 2 показаны приспособление и чертеж образца конструктивного элемента для исследования усталостной долговечности двухсрезных соединений из титанового сплава ВТ6.

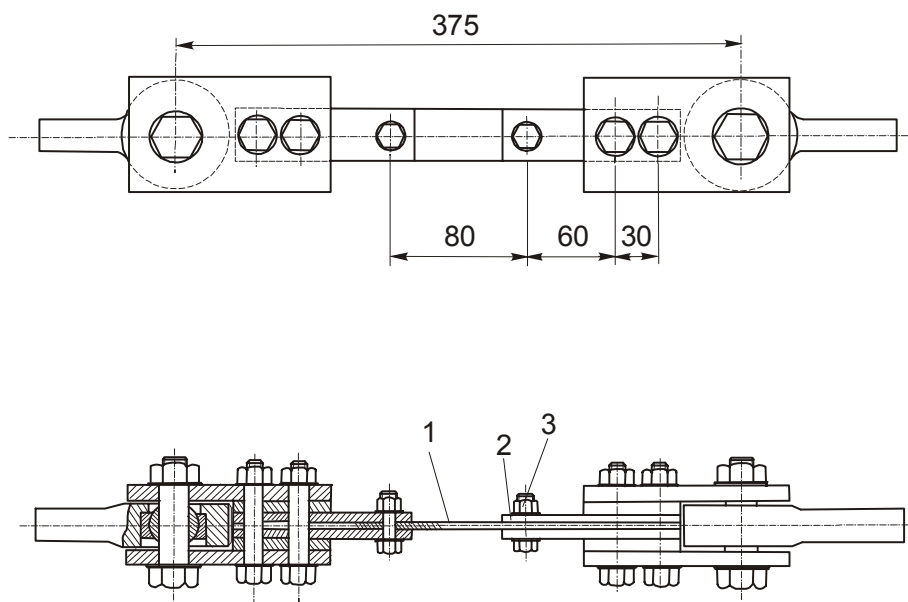


Рис. 1. Приспособление для исследования усталостной долговечности одноболтовых срезных соединений из титанового сплава ВТ6:
1 – испытуемый элемент из сплава ВТ6; 2 – накладка ВТ6;
3 – болт 10 – 36 – кд – ОСТ 1 31124 – 80; 4 – проушина - захват

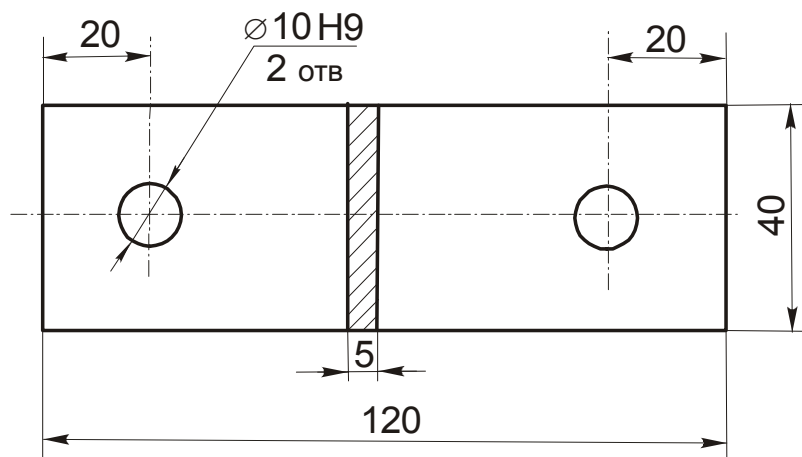


Рис. 2. Испытуемый элемент двухсрезовых соединений из сплава ВТ6

Исследование усталостной долговечности двухсрезовых соединений из сплава ВТ6 проводили на образцах, представляющих собой одноболтовые двухсрезовые соединения шириной 40 мм и толщиной соединяемых пластин, равной 5 мм. Отверстия в пластинах выполняли сверлением в один переход, а потом разворачивали их до номинального диаметра. Качество поверхности отверстий соответствовало разряду А 6 класса шероховатости поверхности (ГОСТ 2789-73). Для изготовления соединений использовали болты диаметром 10 f 9 мм, соответствующие ОСТ 131124 – 80.

На рис. 3 и 4 показаны приспособление и образец исследования усталостной долговечности односрезовых соединений.

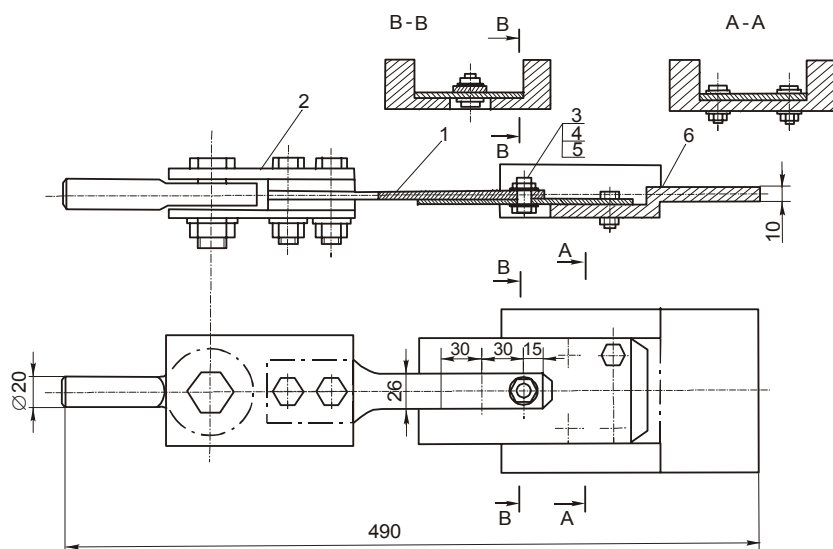


Рис. 3. Приспособление для исследования усталостной долговечности односрезовых болтовых соединений из сплава ВТ6:

- 1 – образец; 2 – шарнирный захват; 3 – болт 8 – 26 - кд - ОСТ 1 31132 – 80;
- 4 – гайка 8. ан. окс. – ОСТ 1 33018 – 80;
- 5 – шайба 1,5 – 8 – 14 – ан. окс. – ОСТ 1 34509 – 80; 6 – жесткий захват

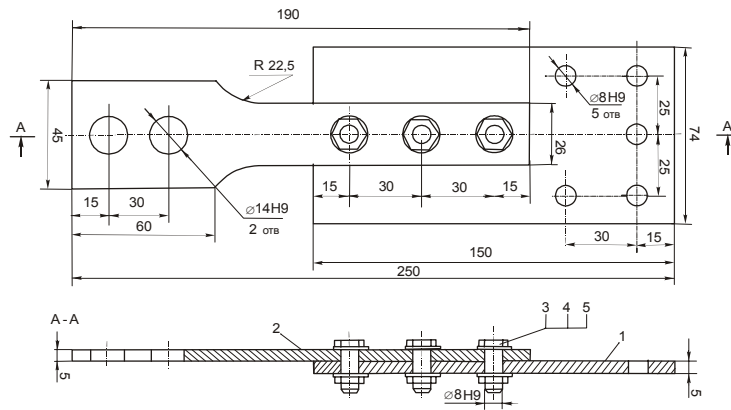


Рис. 4. Образец для исследования усталостной долговечности односрезных соединений:

- 1 – пластина; 2 – испытуемый элемент; 3 – болт 8 – 26 - КД - ОСТ 1 31132 – 80;
 4 – гайка 8. ан. окс. – ОСТ 1 33018 – 80;
 5 – шайба 1,5 – 8 – 14 – ан. окс. – ОСТ 1 34509 – 80

Исследование влияния радиального натяга и затяжки болтов на усталостную долговечность односрезных соединений проводили на образцах трехболтовых соединений (см. рис. 4, поз. 3). Исследуемый элемент соединяли с пластиной тремя болтами. Болты в зависимости от условий эксперимента устанавливали по посадке H9/u8 или с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d$. Шероховатость поверхности болтов соответствовала разряду А7 класса шероховатости поверхности. Перед сборкой соединений с радиальным натягом болты дорабатывали. Доработка болтов состояла в уменьшении высоты резьбы и выполнении радиусно-конического перехода длиной 2 – 3 мм от резьбовой к гладкой части болта. Установку болтов с радиальным натягом проводили на прессе.

Для проведения усталостных испытаний образцы двухсрезных соединений крепили к шарнирным захватам (см. рис. 1), посредством которых их устанавливали в захваты испытательной машины ЦДМ Пу-10. Для уменьшения общего изгиба образцов односрезных соединений их крепили одним концом к жесткому захвату, а другим – к шарнирному (см. рис. 3).

Усталостные испытания одно- и двухсрезных соединений проводили при коэффициенте асимметрии цикла нагружения $r = 0,1$ и частоте 12 Гц.

Влияние радиального натяга и затяжки болтов на усталостную долговечность двухсрезных соединений исследовали на соединениях, в которых болты устанавливали без радиального натяга и затяжки: с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d_6$; с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9\% d_6$; с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d_6$ и затяжкой до $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$.

На рис. 5 показан характер усталостного разрушения элементов двухсрезового соединения без радиального натяга и осевой затяжки болтов (поз. 1 и 2).



Рис. 5. Характер усталостного разрушения элементов двухсрезовых соединений из титанового сплава ВТ6 при установке болтов:
1, 2 – без радиального натяга и затяжки; 3, 4 – с радиальным натягом и без затяжки

Разрушение образцов начиналось в зоне максимальной концентрации напряжений по оси отверстия. Разрушение образцов с радиальным натягом происходило в зоне наиболее интенсивной фреттинг-коррозии между телом болта и стенкой отверстия (поз. 3 и 4). Усталостное разрушение образцов с осевой затяжкой болтов $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$ происходило в трех зонах: по брутто - сечению в зоне фреттинг-коррозии под гайкой (рис. 6, а, поз. 1), по сечению нетто по оси отверстия (поз. 2), в зоне фреттинг-коррозии под краями наружных пластин.

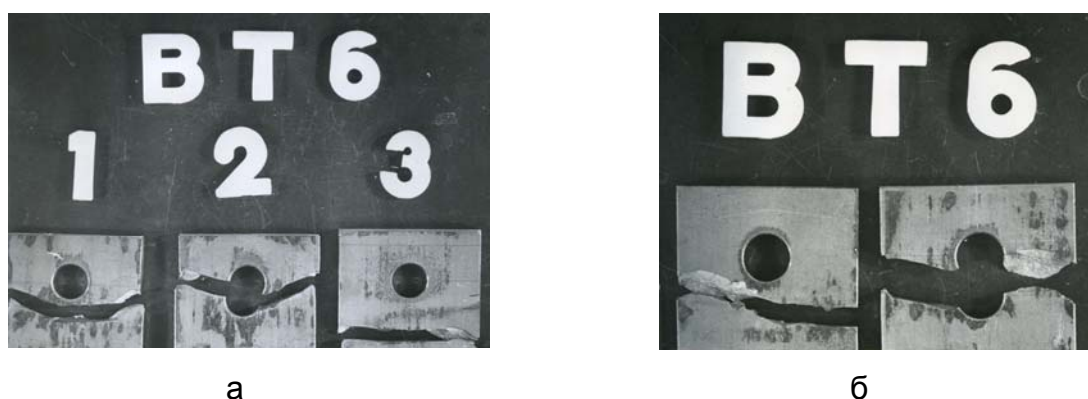


Рис. 6. Характер усталостного разрушения элементов двухсрезовых соединений при установке болтов с затяжкой:

а – $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$, $\bar{\Psi} = 0$; б - $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$, $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d$

Усталостное разрушение образцов с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d_6$ и затяжкой $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$ происходило в зонах фреттинг-коррозии между испытуемым элементом и накладками (рис. 6,б).

На рис. 7 показаны кривые усталости испытанных вариантов соединений. Результаты испытаний приведены к эквивалентному по разрушающему воздействию отнулевому циклу нагружения по формуле, представленной в работе [1]. Проведен регрессионный анализ результатов испытаний образцов. В табл. 1 приведены параметры кривых усталости для испытанных вариантов соединений $\sigma_{\max 0}^m N=C$.

Таблица 1.

Варианты сборки (установки болта в отверстие) соединений	m	c	$\sigma_{\max 0}$
$\bar{\Psi} = 0; M_3=0$	2,7337	$2,897 \cdot 10^{10}$	$6714 N^{-0,3658}$
$\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1 \%d; M_3=0$	7,570	$2,889 \cdot 10^{22}$	$989 N^{-0,1321}$
$\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1 \%d; M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$	4,655	$1,469 \cdot 10^{16}$	$2972 N^{-0,2148}$
$\bar{\Psi} = 0; M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$	4,310	$2,483 \cdot 10^{15}$	$3732 N^{-0,232}$
$\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9 \%d; M_3=0$	5,23	$4,733 \cdot 10^{17}$	$2396 N^{-0,1912}$

Эксперименты показали, что радиальный натяг $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1 \%d$ значительно повышает усталостную долговечность двухсрезных соединений из сплава ВТ6. При уровне максимальных напряжений $\sigma_{\max 0}=200$ МПа применение радиального натяга повышает усталостную долговечность двухсрезных соединений в 12 раз, а при $\sigma_{\max 0}=160$ МПа более чем в 50 раз по сравнению со случаем, когда болты устанавливали без радиального натяга и затяжки (рис. 7). Повышение радиального натяга от $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1 \%d$ до $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9 \%d$ привело к возрастанию усталостной долговечности в 2,4 раза при $\sigma_{\max 0}=200$ МПа и в 1,5 раза при $\sigma_{\max 0}=160$ МПа. При более низких уровнях максимальных напряжений

эффективность радиальных натягов $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1 \%d$ и $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9 \%d$ становится, практически, одинаковой.

Затяжка болтов $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$ без радиального натяга повысила усталостную долговечность двухсрезных соединений в 2 раза при уровне максимальных напряжений $\sigma_{\max 0}=210$ МПа по сравнению со случаем, когда болты устанавливали только с радиальным натягом, равным $0,7 - 1,1 \%d$. При $\sigma_{\max 0}=170$ МПа усталостная долговечность обоих вариантов соединений была

одинаковой, а при $\sigma_{\max 0} < 170$ МПа усталостная долговечность соединений с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1 \% d$ стала выше, чем с затяжкой $M_3 = 20$ Н·М. Этот результат объясняется тем, что основной причиной усталостных разрушений образцов становилась фреттинг–коррозия на сопрягаемых плоскостях пластин соединения, негативное воздействие которой на усталостную долговечность образцов оказывалось больше, чем с концентратора напряжений в виде отверстия. Совместное применение радиального натяга $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d_6$ и затяжки болтов $M_3 = 20$ Н·М повысило усталостную долговечность двухсрезных соединений по сравнению с вариантом соединений только с затяжкой болтов $M_3 = 20$ Н·М. Причиной разрушения образцов в первом и втором вариантах сборки соединений была фреттинг–коррозия по сопрягаемым плоскостям соединяемых пластин, вызванная действием контактных давлений одной и той же величины (рис. 7, кривые 3 и 4).

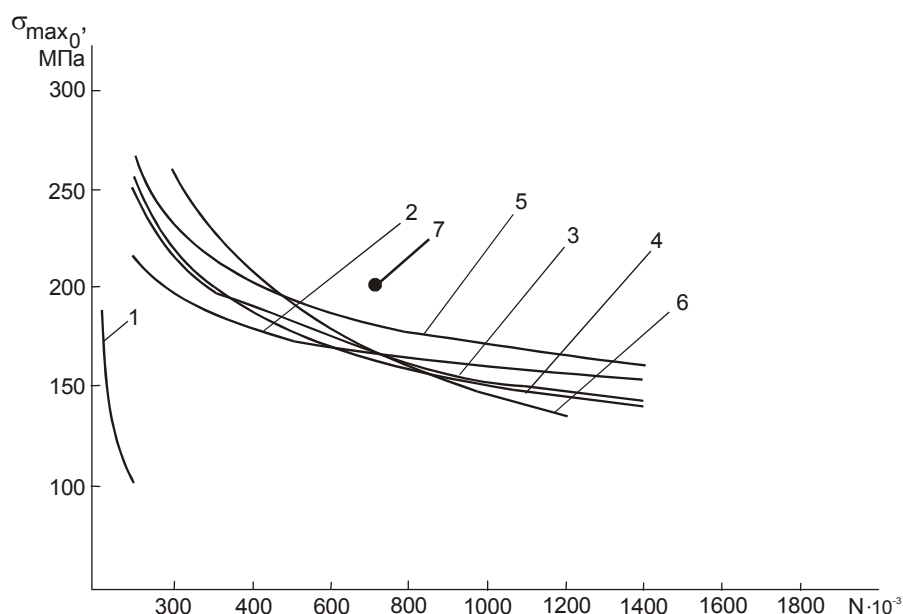


Рис. 7. Влияние радиального натяга и осевой затяжки болтов на усталостную долговечность двухсрезных соединений из сплава ВТ6:

- 1 - $\bar{\Psi} = 0, M_3 = 0$; 2 - $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d, M_3 = 0$; 3 - $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d, M_3 = 20$ Н·М;
 4 - $\bar{\Psi} = 0, M_3 = 20$ Н·М; 5 - $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9 \% d, M_3 = 0$; 6 - расчетная кривая усталостной долговечности в зоне фреттинг–коррозии по формуле для образцов гладкой полосы
 $\sigma_{\max i_0} = 1993 N^{-0,101} - 20,8 N^{0,0524} K_{\text{п}} \cdot \sigma_{\text{к}}^{0,48} K_{\text{хп}}$; 7 - упрочнение всей контактной

поверхности испытуемого элемента, $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9 \% d, M_3 = 20$ Н·М

На рис. 7 приведено сравнение экспериментальных данных усталостных испытаний двухсрезных соединений с результатами расчета усталостной долговечности гладких образцов из сплава ВТ6 в условиях фреттинг–коррозии [2].

Определялась минимальная усталостная долговечность образцов соединений в зоне фреттинг–коррозии по формуле

$$\sigma_{\max 0\delta} = \sigma_{\max 0} - \Delta\sigma_{\max 0\text{ср}},$$

где $\sigma_{\max 0}$ - максимальные напряжения гладкой полосы из сплава ВТ6 без фреттинг–коррозии $\sigma_{\max 0} = 1993 N^{-0,101}$ [1];

$\Delta\sigma_{\max 0\delta}$ - уменьшение максимальных напряжений, действующих в гладком образце, вызванное фреттинг–коррозией.

Формулу для расчета $\Delta\sigma_{\max 0\delta}$ получено после обработки результатов усталостных испытаний образцов гладкой полосы в условиях фреттинг–коррозии, приведенных в работе [2]: $\Delta\sigma_{\max 0\delta} = 20,8 N^{0,0524} K_{\text{п}} \sigma_{\text{к}}^{0,48} K_{\text{хп}}$

С учетом указанного выше формула для расчета усталостной долговечности соединений из сплава ВТ6 в зоне фреттинг – коррозии имеет вид

$$\sigma_{\max 0\delta} = 1993 N^{-0,101} - 20,8 N^{0,0524 K_{\text{п}}} \sigma_{\text{к}}^{0,48} K_{\text{хп}}.$$

где $\sigma_{\text{к}}$ — контактные давления в зоне фреттинг–коррозии;

$K_{\text{п}}$ — коэффициент, учитывающий влияние покрытий на уменьшение максимальных напряжений при заданной долговечности;

$K_{\text{хп}}$ - коэффициент, учитывающий характер посадки болта.

Рассчитана наименьшая усталостная долговечность соединения в зоне фреттинг–коррозии (см. рис. 7, кривая б), соответствующая $\sigma_{\text{к}}$ — 78 МПа [2].

Осмотр разрушенных образцов выявил, что фреттинг–коррозионные повреждения, сопровождающиеся усталостным разрушением внутренней пластины соединений, наиболее интенсивно развиваются в контактных зонах под шайбой (диаметром 20 мм) вокруг отверстия и под краями наружных пластин.

В процессе исследований установлено, что наибольшую усталостную долговечность имели соединения, собранные с радиальным натягом.

Осмотр разрушенных образцов выявил, что фреттинг-коррозионные повреждения, сопровождающиеся усталостным разрушением внутренней

пластины соединений, наиболее интенсивно развиваются в контактных зонах (диаметром 20 мм) вокруг отверстия и под краями наружных пластин.

В процессе исследований установлено, что наибольшую усталостную долговечность имели соединения, собранные с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9\% d$ без затяжки. Но в этом случае в 50% образцов разрушался болт. Разрушение болтов было преобладающим при самом низком уровне максимальных напряжений $\sigma_{\max 0} = 145$ МПа, заданном для усталостных испытаний двухсрезных соединений с $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9\% d$, причем болты разрушались не по плоскостям среза, а внутри средней соединяемой пластины. Это свидетельствовало о том, что причиной их разрушения был изгиб.

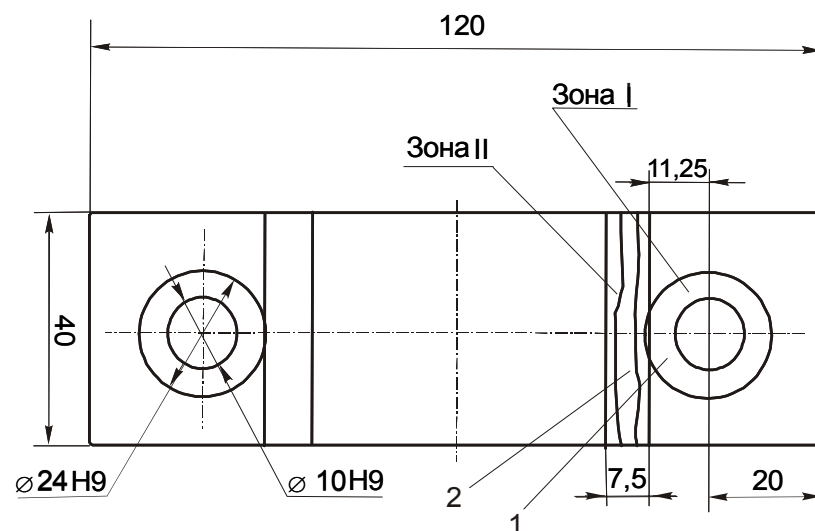


Рис. 8. Схема упрочнения испытываемого элемента двухсрезного соединения

В целях уменьшения негативного влияния фреттинг-коррозии на усталостную долговечность двухсрезных соединений исследовали применение упрочнения участков внутренней пластины соединения (рис. 8). Упрочнению подвергали кольцевую зону диаметром 24 мм вокруг отверстия в зону шириной 7,5 мм под краями наружных пластин. Образцы упрочняли с помощью прессы. Исследовали три режима упрочнения (выполнение подштамповки) внутренней пластины соединения в кольцевой зоне вокруг отверстия (зона I) и под краями наружных пластин (зона II): первый режим характеризовался средним контактным давлением упрочнения $p_{\text{упр}} = 900$ МПа (это давление равно $\sigma_{0,2}$ материала ВТ6), второй - $p_{\text{упр}} = 1170$ МПа, третий - $p_{\text{упр}} = 1350$ МПа. Упрочненные образцы соединяли болтами с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 0,1 - 1,1\% d$ и затяжкой $M_3 = 20$ Н·М. Усталостные испытания этих образцов проводили при уровне амплитуды напряжений $\sigma_{\text{ан}} = 124$ МПа (что соответствует $\sigma_{\max 0} = 200$ МПа) и коэффициенте асимметрии цикла нагружения $r = 0,1$.

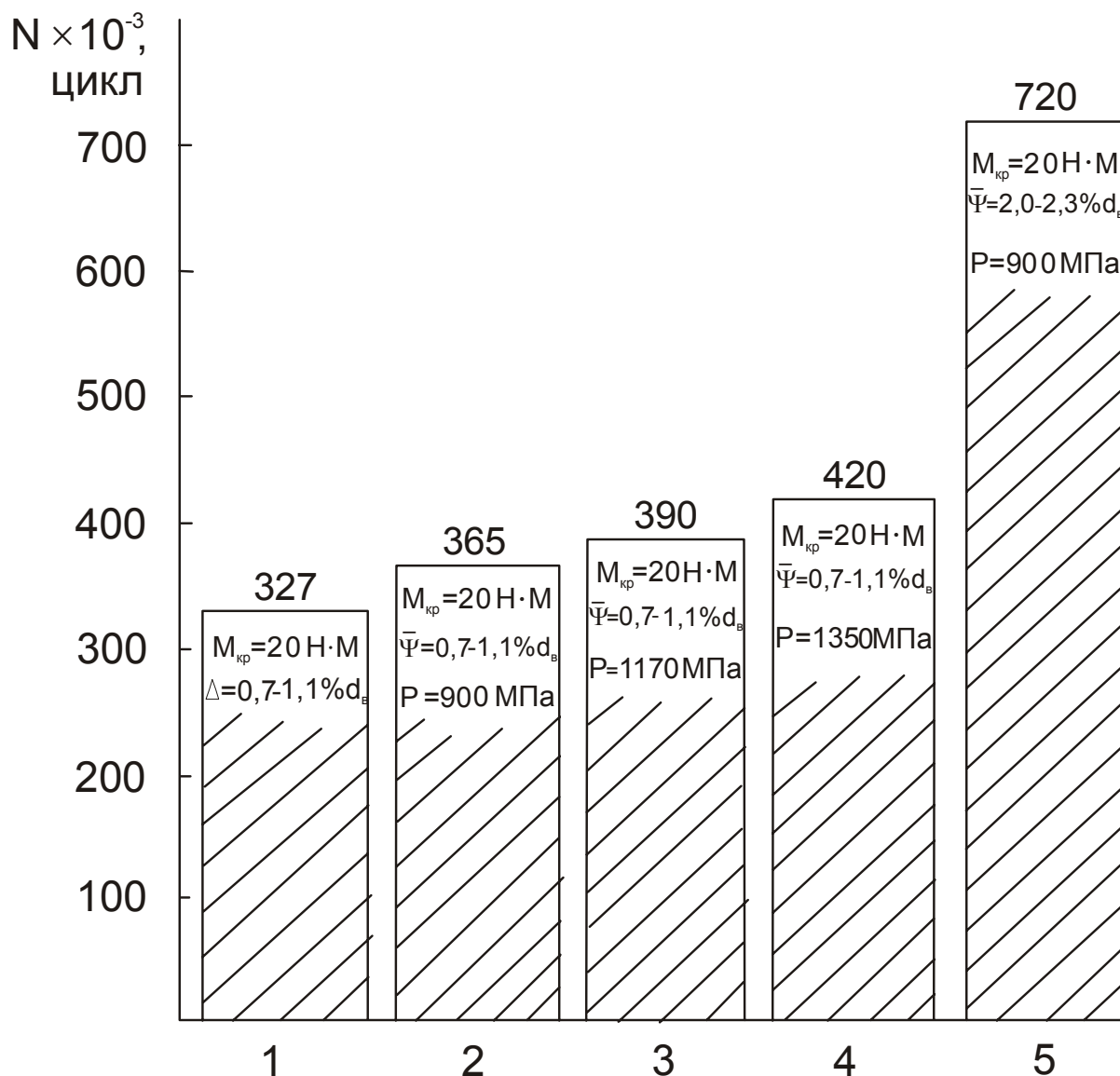


Рис. 9. Влияние упрочнения поверхности внутренней пластины на выносливость двухсрезных соединений из сплава ВТ6:

1 – без упрочнения; 2, 3, 4 – упрочнение кольцевой зоны вокруг отверстия и зоны под краями наружных пластин соединения; 5 – упрочнение всей контактной поверхности внутренней пластины соединения

Упрочнение образцов по первому режиму почти не оказало влияния на усталостную долговечность соединений (рис. 9). Усталостное разрушение образцов начиналось от фреттинг-коррозионных повреждений в упрочненной зоне и за упрочненной зоной. Образцы, упрочненные по второму и третьему режимам, показали усталостную долговечность, в 1,07 – 1,2 раза большую, чем образцы, упрочненные по первому режиму, и в 1,2 – 1,28, чем без упрочнения (см. рис. 9).



Рис. 10. Характер усталостного разрушения элементов двухсрезного соединения после упрочнения в зонах I и II. Болт установлен с $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,8 \% d$

Усталостные разрушения образцов начинались вследствие фреттинг-коррозии за упрочненной зоной и от отверстия (рис. 10). При этом большая часть усталостных разрушений внутренней пластины происходила за упрочненной зоной. Хотя при давлении упрочнения $R_{упр} = 1350$ МПа соединения имели в 1,28 раза большую усталостную долговечность, чем без упрочнения, они в процессе подштамповки изгибались, после чего их приходилось подвергать правке.

Анализ результатов усталостных испытаний образцов показал, что для более эффективной борьбы с фреттинг-коррозией необходимо упрочнять всю контактную поверхность внутренней пластины соединения. Давление упрочнения при этом нет необходимости создавать более чем $1,1 - 1,3 \sigma_{0,2}$, так как при большей величине оно не дает значительного повышения усталостной долговечности, а может привести к искажению формы образцов.

Поэтому упрочнение всей контактной поверхности внутреннего элемента проводили при давлении упрочнения 900 МПа. Болты устанавливали с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9 \% d$ и затяжкой $M_3 = 20$ Н·М, так как предыдущие исследования показали, что применение радиального натяга повышает усталостную долговечность больше, чем применение радиального натяга $0,7 - 1,1 \% d$.

Этот технологический вариант изготовления соединений оказался наилучшим и показал усталостную долговечность соединения, в 2,3 раза большую усталостной долговечности (см. рис. 9) соединений, выполненных без упрочнения с радиальным натягом $0,7 - 1,1 \% d_6$ и затяжкой болтов до $M_3 = 20$ Н·М, и в 48 раз большую усталостной долговечности соединений, выполненных без радиального натяга и затяжки болтов. Хотя вредное влияние фреттинг-коррозии в этом варианте соединения уменьшено, она все же остается основным очагом усталостного разрушения. Так, 60% упрочненных образцов разрушилось в контактных зонах под накладками от действия фреттинг-коррозии, а также

концентрации напряжений, вызванной давлением гайки и головки болта на соединяемые элементы при затяжке болтов (рис. 11).

Проведенные исследования показали, что наиболее эффективным средством повышения усталостной долговечности двухсрезных соединений из сплава ВТ6 при диаметре болтов 10 мм является совместное применение поверхностного упрочнения, радиального натяга болтов, равного $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9 \% d$, и затяжки болтов до $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$.

Усталостную долговечность односрезных соединений из титанового сплава ВТ6 исследовали на образцах (см. рис. 3 и 4) для двух уровней амплитуды напряжений $\sigma_{ан} = 100 \text{ МПа}$ и $\sigma_{ан} = 150 \text{ МПа}$ ($\sigma_{\max 0\dot{a}\dot{o}} = 149; 224 \text{ МПа}$). Напряжения $\sigma_{ан}$ вычислены по сечению нетто, а $\sigma_{\max 0\dot{a}\dot{o}}$ - по сечению брутто для разрушенных элементов соединения.

Испытали два варианта односрезных соединений. В первом варианте соединений болты устанавливали с затяжкой $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$ без радиального натяга, во втором – болт установлен с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,8 \% d$ и осевой затяжкой $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$.

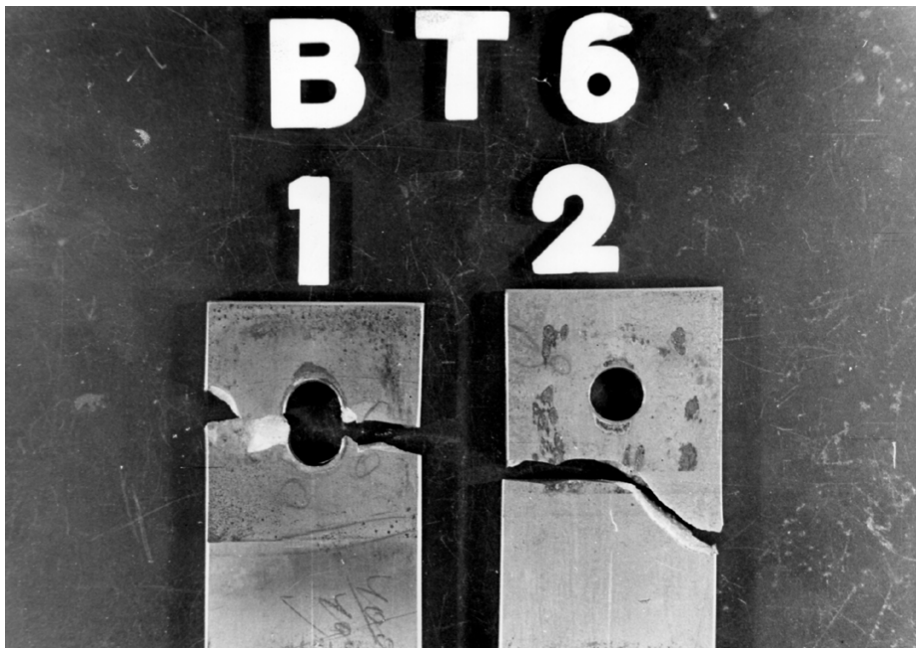


Рис. 11. Характер усталостного разрушения элементов двухсрезного соединения при установке болтов с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9 \% d$, затяжкой $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$ и упрочнением всей контактной поверхности

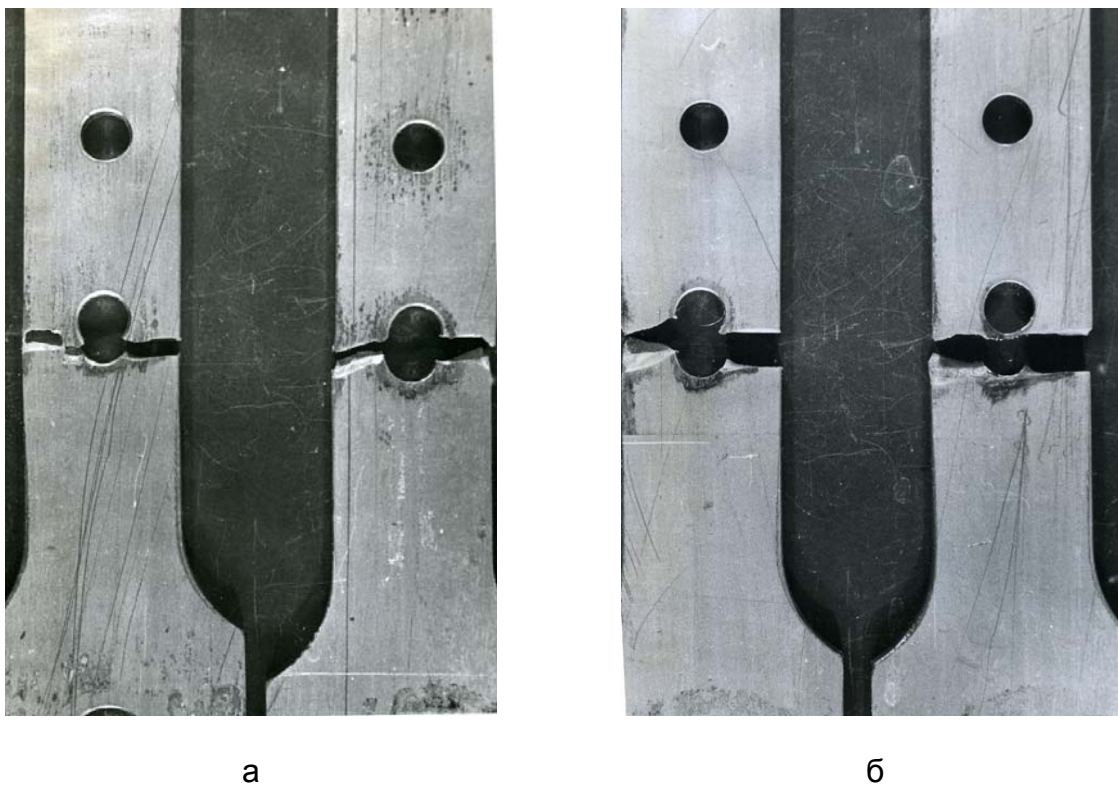


Рис. 12. Характер усталостного разрушения элементов односрезного соединения из сплава ВТ6:

1 - $\bar{\Psi} = 0$, $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$; 2 - $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,8 \% d$, $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$

Осмотр образцов показал, что разрушение образцов с затяжкой, испытанных при уровне амплитуды напряжений $\sigma_{ан} = 150 \text{ МПа}$ (амплитуда напряжений рассчитана в сечении оси отверстия, первого со стороны захвата) (см. рис. 3), начиналось от отверстия, а при уровне амплитуды напряжений $\sigma_{ан} = 100 \text{ МПа}$ – в контактной зоне между пластинами от фреттинг-коррозионного повреждения (рис. 12). Образцы соединений, собранные с радиальным натягом и осевой затяжкой болтов, разрушились в зоне действия фреттинг-коррозии при обоих уровнях амплитуды напряжений. Анализ характера разрушений свидетельствует о существенном влиянии на усталостную долговечность односрезных соединений изгиба образцов. Все усталостные трещины на образцах появились в зоне контакта испытуемого элемента с пластиной, где действовали максимальные растягивающие напряжения, вызванные изгибом образцов.

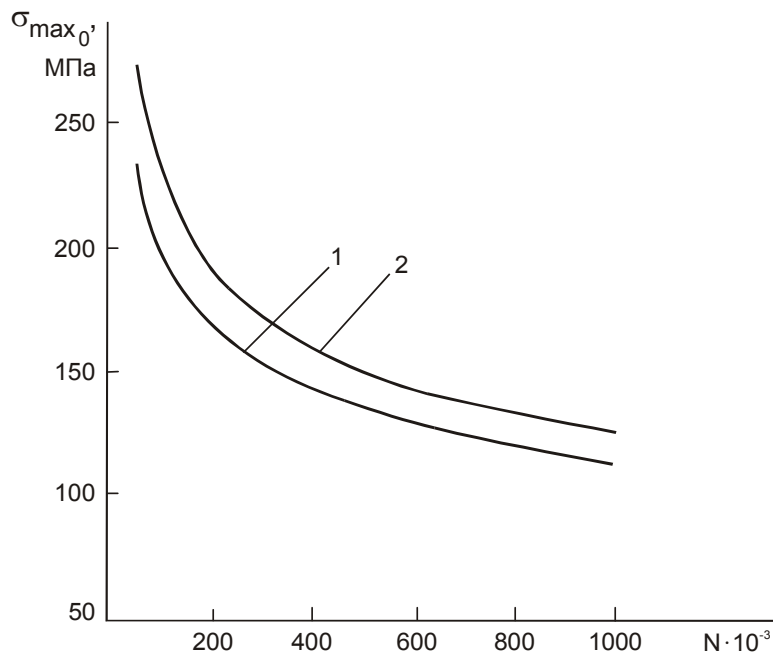


Рис. 13. Кривые усталости односрезных соединений из сплава ВТ6 для различных вариантов установки болтов в отверстия:

1 - $\bar{\Psi} = 0$, $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$; 2 - $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,8 \% d$, $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$

На рис. 13 приведены кривые усталости односрезных соединений из сплава ВТ6. После регрессионного анализа результатов усталостных испытаний получены уравнения кривых 1 и 2 на рис. 13. Параметры кривых представлены в табл. 2.

Таблица 2.

Вариант сборки соединения	m	c	$\sigma_{\max 0}$
$\bar{\Psi} = 0$; $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$	4,1545	$3,393 \cdot 10^{14}$	$3144,6 \text{ Н}^{-0,2407}$
$\bar{\Psi} = 1,5 - 1,8\% d$; $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$	3,9108	$1,597 \cdot 10^{14}$	$4284 \text{ Н}^{-0,2557}$

Усталостные испытания показали, что применение радиального натяга болтов, равного $1,5 - 1,8\% d$, и затяжки болтов $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$ повышает усталостную долговечность односрезных соединений в 1,67 раза при уровне $\sigma_{\max 0} = 223 \text{ МПа}$ и в 1,51 раза при уровне $\sigma_{\max 0} = 150 \text{ МПа}$ по сравнению со случаем применения только затяжки болтов $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$.

Снижение эффективности радиального натяга при уровне $\sigma_{\max} = 150 \text{ МПа}$ объясняется увеличивающимся влиянием фреттинг-коррозии при низких уровнях нагрузок.

Выводы

1. Применение осевой затяжки болтов $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$ повышает усталостную долговечность двухсрезных соединений из сплава ВТ6 в 25 – 33 раза по сравнению с усталостной долговечностью соединений без затяжки болтов.

2. Установка болтов с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d$ без затяжки способствует повышению усталостной долговечности двухсрезных соединений из сплава ВТ6 в 12 раз при уровне максимальных напряжений $\sigma_{\max 0} = 200 \text{ МПа}$, а при $\sigma_{\max 0} = 160 \text{ МПа}$ более, чем в 50 раз по сравнению со случаем, когда болты устанавливаются без радиального натяга и затяжки. Повышение радиального натяга от $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d$ до $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9\% d$ привело к возрастанию усталостной долговечности в 2,4 раза при $\sigma_{\max 0} = 200 \text{ МПа}$ и в 1,5 раза при $\sigma_{\max 0} = 160 \text{ МПа}$.

3. Наиболее эффективным средством повышения усталостной долговечности двухсрезных соединений из сплава ВТ6 является совместное применение упрочнения контактной поверхности, радиального натяга $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,9\% d$ и осевой затяжки $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$. Повышение долговечности составляет 2,3 раза по сравнению с долговечностью соединений с радиальным натягом $\bar{\Psi} = 0,7 - 1,1\% d$ и осевой затяжкой $M_3 = 20 \text{ Н}\cdot\text{М}$.

4. Применение радиального натяга $\bar{\Psi} = 1,5 - 1,8\% d$ и затяжки $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$ повышает усталостную долговечность односрезных соединений в 1,67 раза для уровня $\sigma_{\max 0} = 223 \text{ МПа}$ и в 1,51 раза для уровня $\sigma_{\max 0} = 150 \text{ МПа}$ по сравнению со случаем применения только затяжки болтов $M_3 = 10 \text{ Н}\cdot\text{М}$.

Список литературы

1. Гребеников А. Г., Клименко В. Н. Сопротивление усталости титанового сплава ВТ6 // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. - Х.: НАКУ «ХАИ». - 2005. – Вып. 42(3). – С. 37 – 46.

2. Гребеников А. Г., Клименко В. Н. Методика определения влияния фреттинг–коррозии на усталостную долговечность гладких конструктивных элементов из титанового сплава ВТ6 // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». - 2005. – Вып. 29. – С. 57 – 68.

3. Современные технологии авиастроения / Коллектив авторов; Под ред. А. Г. Братухина, Ю. Л. Иванова. – М.: Машиностроение, 1999. – 832 с.

4. Порошин С. Н. К вопросу повышения ресурса болтовых соединений // Некоторые вопросы технологии производства летательных аппаратов. - М.: МАИ. - 1975. – Вып. 316. – С. 23 – 29.

5. Григорьев В. П., Ярковец А. И., Порошин С. Н. Влияние состояния контактных поверхностей листов на выносливость болтовых соединений / Методы повышения ресурса соединений элементов конструкций // Труды ЦАГИ. 1974. – Вып. 1. – С. 37 – 41.

Оценка эффективности ускоренного статистического моделирования для определения проектной вероятности устойчивости ракеты-носителя

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

Постановка проблемы, анализ проведенных исследований, цель работы

Оценку работоспособности летательных аппаратов (ЛА) необходимо проводить с высокой степенью точности. Для достижения высокой точности оценки методом статистического моделирования требуется проведение моделирования большого объема. Ускоренное статистическое моделирование (УСМ) значительно уменьшает время моделирования необходимого объема статистического материала, т.к. при УСМ моделирование проводится не с исходной критериальной функцией (КФ), а с ее аппроксимирующей моделью [1].

Результаты исследований, проведенных работе [2], показали, что, учитывая корреляцию коэффициентов, входящих в состав условий устойчивости ракеты-носителя, устойчивость которой обеспечивается с помощью автомата стабилизации (АС), можно получить более точный результат значения вероятности потери работоспособности.

Целью данного исследования является определение влияния корреляции при расчете вероятности потери устойчивости ракеты-носителя методом УСМ [3,4].

Объект исследования

Движение статически неустойчивой упругой ракеты-носителя (РН) в канале рыскания, устойчивость которой обеспечивается с помощью автомата стабилизации (АС), можно описать следующей системой дифференциальных уравнений [2]:

$$\begin{aligned}
 \ddot{\phi} &= a_{\phi\phi}\phi + a_{\phi\delta}\delta, \\
 \ddot{z} &= a_{z\phi}\phi + a_{z\delta}\delta, \\
 \ddot{q} &= a_{q\delta}\delta + a_{qq}q, \\
 \phi_y &= a_{\delta q}q, \\
 \phi_g &= \phi + \phi_y, \\
 T_2\ddot{\delta} + T_1\dot{\delta} + \delta &= K_\phi\phi_g + K_\phi\dot{\phi}_g - K_Z\dot{z},
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

где ϕ - отклонение угла рыскания ракеты как твердого тела от программного значения; z - отклонение центра масс от программного значения; δ - угол отклонения управляющих органов; q - координата, характеризующая поперечные

упругие колебания корпуса ракеты в месте установки датчика угла рыскания; ϕ_y - дополнительный угол рыскания, возникающий за счет упругого изгиба корпуса ракеты; ϕ_g - угол рыскания, измеряемый датчиком угла; a_{ij} - коэффициенты, отражающие изменения параметров ракеты; T_1, T_2 - постоянные времени АС, K_ϕ - коэффициент усиления по каналу рыскания, $K_{\dot{\phi}} = T_d K_\phi$; T_d - постоянная времени дифференцирования; K_z - коэффициент усиления по скорости отклонения центра масс. Параметры a_{ij} , T_1, T_2 , K_ϕ , $K_{\dot{\phi}}$, T_d имеют существенные случайные разбросы. Кроме того, коэффициенты a_{ij} коррелированы.

В качестве условия работоспособности исследуем условие устойчивости системы (1) по «нижней границе» [5]:

$$\frac{(K_\phi |a_{z\delta}| + |a_{z\phi}|)K_z + a_{\phi\phi}K_\phi(T_d - T_1)}{|a_{\phi\delta}|K_{\dot{\phi}}^2(T_d - T_1)} < 1. \quad (2)$$

Значения параметров и их разбросов для условия (2) указаны в табл.1.

Таблица 1

№ п/п	Обозначение параметра	Обозначение разброса	Величина	Размерность	Разброс
1	K_ϕ	η_1	14	-	30
2	K_z	η_2	0,009	рад.м ⁻¹	50
3	T_d	η_3	0,5	с	20
4	T_1	η_4	0,1108	с	40
5	$a_{z\delta}^0$	η_5	-1,441	мс ⁻²	20
6	$a_{z\psi}^0$	η_6	-36,09	мс ⁻²	10
7	$a_{\psi\psi}^0$	η_7	1,8113	с ⁻²	50
8	$a_{\psi\delta}^0$	η_8	-0,295	с ⁻²	20

Поскольку параметры a_{ij} , T_1, T_2 , K_ϕ , $K_{\dot{\phi}}$, T_d имеют существенные случайные разбросы, то левая часть условия (2) - критериальная функция (КФ) - представляет собой функцию случайных величин. Для этой КФ построены следующие граничные модели [8]:

- классическая линейная модель (КЛМ);
- компланарная линейная модель (КНЛМ);
- секущая граничная линейная модель (СЛМ).

Все линейные модели определены в виде

$$\lambda = \lambda_0 + \sum_{i=1}^n b_i \eta_i, \quad (5)$$

где λ - линейная модель КФ; λ_0 - значение КФ при нулевых разбросах; b_i - коэффициенты линейных моделей КФ; $\eta_i, i = \overline{1, n}$ - случайные разбросы параметров - компоненты вектора η (n - количество параметров со случайными разбросами).

Значения λ_0 для построенных граничных моделей следующие:

$$\lambda_{0(KLM)} = 0,297059087,$$

$$\lambda_{0(KHLM)} = 0,654967253,$$

$$\lambda_{0(СЛМ)} = 0,297059087.$$

Коэффициенты линейных моделей (b_i), наивероятнейшие точки пересечения линеаризованной КФ с границей работоспособности (вектора η_i) и среднеквадратичные отклонения параметров (σ_i) приведены в табл. 2.

Таблица 2

i	σ_i	$b_{i(KLM, KHLM)}$	$\eta_{i(KLM)}$	$\eta_{i(KHLM)}$	$b_{i(СЛМ)}$	$\eta_{i(СЛМ)}$
1.	1,39999998	-0,0354694	-9,3545839	2,76288653	-0,0722625	-4,5916203
2.	0,00149999	2,50022850	0,00075696	-0,00022357	5,09375682	0,00037154
3.	0,03333333	-0,0595638	-0,0089054	0,002630219	-0,1213503	-0,0043711
4.	0,01477333	0,05815131	0,00170777	-0,00050439	0,11847264	0,00083824
5.	0,0532010	-0,0055991	-0,0021324	0,000629812	-0,0114071	-0,0010466
6.	1,4422450	-0,0003999	-0,1119394	0,033061429	-0,0008147	-0,0549445
7.	0,18576900	0,24213076	1,12437159	-0,33208437	0,49329699	0,55188852
8.	0,0168929	1,58373474	0,06081481	-0,01796172	3,22656894	0,02985044

С помощью построенных линейных моделей проведено УСМ и определена вероятность потери устойчивости по условию (2).

При УСМ моделирование проводится не с исходной КФ, а с ее аппроксимирующей моделью. Использование УСМ дает выигрыш во времени моделирования из-за того, что массивы реализаций исходной КФ включают в себя не весь объем реализаций, а лишь ее наибольшие значения.

Схема УСМ представлена на рис. 1.

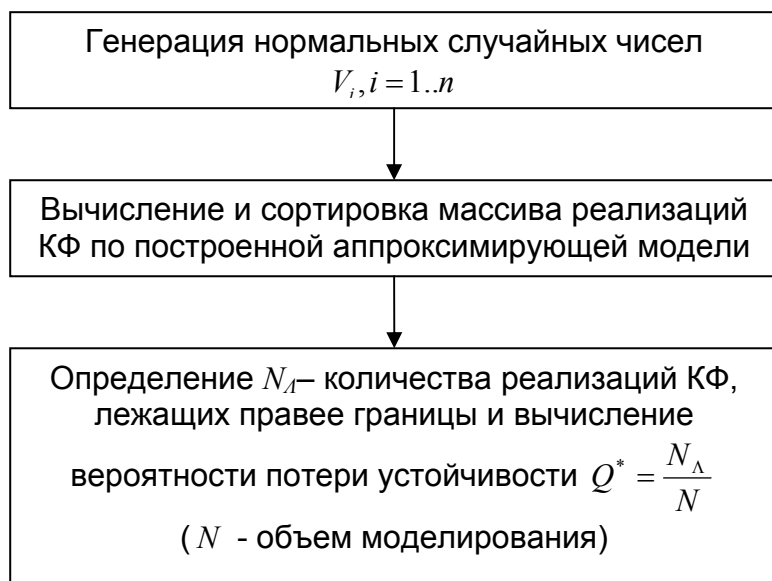


Рис. 1

Поскольку коэффициенты a_{ij} коррелированы, зададим для них корреляционную матрицу. Средняя корреляционная матрица, полученная в работе [2], приведена в табл. 3.

Таблица 3

a_{ij}	$a_{z\psi}$	$a_{z\delta}$	$a_{\psi\psi}$	$a_{\psi\delta}$
$a_{z\psi}$	1	0,20666	-0,597888	0,0215309
$a_{z\delta}$	0,20666	1	-0,019833	0,484474
$a_{\psi\psi}$	-0,597888	-0,019833	1	-0,430369
$a_{\psi\delta}$	0,0215309	0,484474	-0,430369	1

Метод учета корреляции параметров КФ описан в работе [1].

Основные результаты

В качестве эталонного значения для эксперимента рассматривается значение вероятности потери устойчивости, полученное методом статистического моделирования с предварительным моделированием значений коэффициентов a_{ij} и подстановкой этих значений в условие (2). Этот метод описан в работе [2].

Для исследуемого объекта проведено четыре эксперимента и определена вероятность потери устойчивости. Схема эксперимента по оценке вероятности устойчивости без учета корреляции представлена на рис. 2.

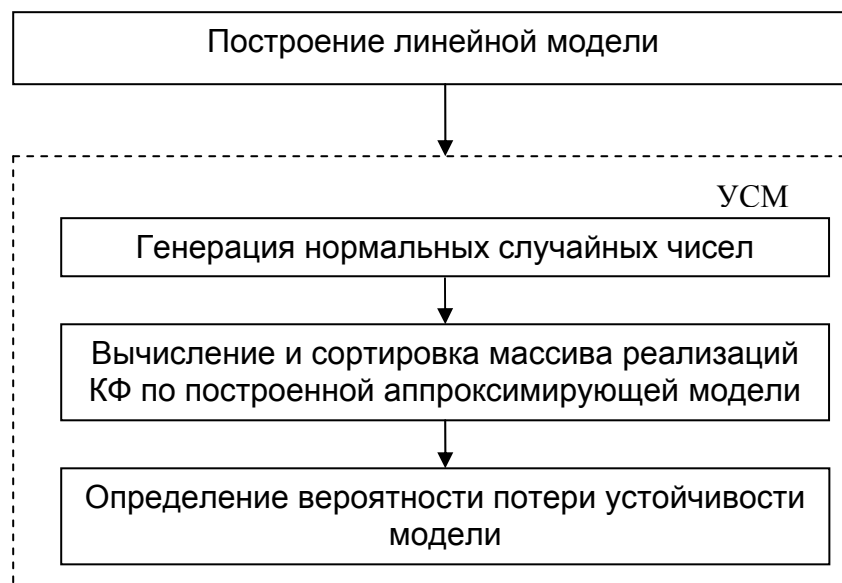


Рис. 2

Вероятность потери устойчивости объекта Q^* определена по формуле

$$Q^* = \frac{N_{\Lambda}}{N},$$

где N_{Λ} - количество значений ФСА, превысивших границу устойчивости; N - объем моделирования.

УСМ с учетом корреляции проведено по корреляционной матрице, представленной в табл. 3. Схема моделирования с учетом корреляции изображена на рис. 3.

Результаты, полученные методом УСМ с учетом корреляции параметров КФ, а также без ее учета для каждой вышеуказанной граничной линейной модели, приведены в табл. 3. В этой таблице N_{Λ} – средние значения реализаций КФ, превысивших границу устойчивости, и Q^* – средние значения вероятности потери устойчивости исследуемого объекта. В табл. 3 также указаны значения N_{Λ} и Q^* , полученные в работе [2] методом обычного моделирования с учетом и без учета корреляции, а также методом предварительного моделирования коэффициентов a_{ij} как функций случайного аргумента и последующего определения вероятности потери устойчивости с полученными коэффициентами.

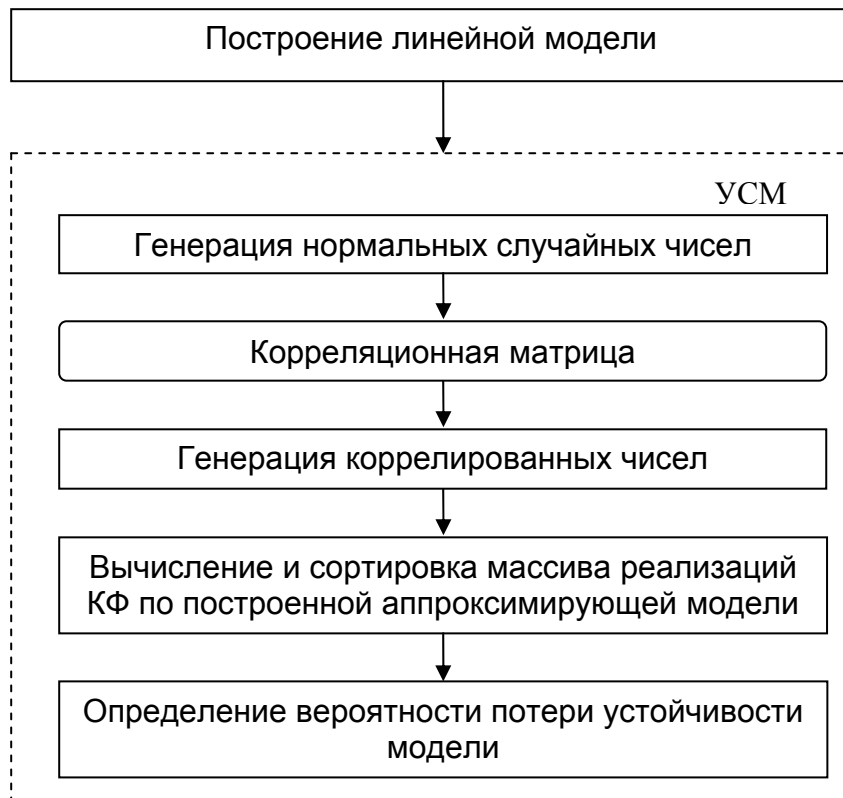


Рис. 3

Таблица 3

Способ моделирования		N_{Λ}	Q^*
Без учета корреляции	КЛМ	117	2,35E-06
	КНЛМ	117	2,35E-06
	СЛМ	120	2,42E-06
	Обычное моделирование	115,5	2,31E-06
С учетом корреляции	КЛМ	90	1,81E-06
	КНЛМ	85	1,71E-06
	СЛМ	87	1,75E-06
	Обычное моделирование	99,5	1,99E-06
С генерацией коэффициентов a_i (эталон)		59	1,18E-06

Выводы

1. Как показали результаты проведенного исследования, определение вероятности потери устойчивости с помощью УСМ дает приемлемую точность оценки.
2. Значения вероятности потери устойчивости с учетом корреляции, полученные с использованием УСМ, практически не отличаются от результатов, полученных при обычном статистическом моделировании.
3. Наиболее приемлемой моделью для оценки вероятности потери устойчивости РН с учетом корреляции является компланарная граничная линейная модель, т.к. она дает результат, наиболее близкий к эталону.

Список литературы

1. Лежнина М.В., Сухоробрый В.Г. Проектная оценка вероятности достижения объектами аэрокосмической техники предельных состояний. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 184 с.
2. Сухоробрый В.Г., Никифорова М.И. Оценка влияния корреляции случайных параметров на вероятность потери устойчивости ракеты-носителя // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2006. – Вып. . - С. -.
3. Сухоробрый В.Г. Оценка вероятности работоспособности технических объектов с помощью ускоренного статистического моделирования// Авиационно-космическая техника и технология. - Х.: НАКУ, «ХАИ». – 2000. – Вып. 19. - С. 215 - 218.
4. Сухоробрый В.Г., Айзенберг Е.Я. Ускоренное статистическое моделирование для оценки вероятности устойчивости динамических систем со случайными параметрами // Математическое моделирование динамических процессов в системах с жидкостью. – К.: ИМ АН УССР. – 1988. – С. 128 - 136
5. Игдалов И.М., Кучма Л.Д., Поляков Н.В., Шептун Ю.Д. Ракета как объект управления: Учебник /Под ред. акад. С.Н. Конюхова. – Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.
6. Сухоробрый В.Г., Никифорова М.И. Оценка влияния корреляции на хвосты распределений функций случайных аргументов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2005. – Вып. 29 . - С. 92 - 97.
7. Ермаков С.М., Михайлов Г.А. Курс статистического моделирования. – М.: Наука, 1976. – 319 с.
8. Лежнина М.В., Сухоробрый В.Г. Алгоритмы построения граничных линейных моделей критериальных функций для оценки вероятности работоспособности объектов аэрокосмической техники// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2002. – Вып. 12. - С. 63 - 74.

Оцінка довговічності авіаційної техніки

Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба

Правильна оцінка залишкового ресурсу авіаційної техніки (АТ) й її несучих елементів - одна із складових високої надійності, довговічності і безпеки польотів вітчизняної авіації. В науковій літературі як у нашій країні, так і за кордоном, з'являється достатня кількість публікацій на цю тему, однак у них відсутній системний підхід до оцінки залишкового ресурсу АТ, отримані результати мають фрагментарний, іноді суперечливий характер.

Метою статті є розробка методології оцінки залишкового ресурсу АТ за параметрами середнього залишкового і гамма-відсоткового залишкового ресурсів як ймовірним прогнозуванням, так і на основі дослідних даних.

Для багатьох технічних об'єктів АТ виникає задача уточнення термінів експлуатації. Для розв'язання цієї задачі необхідно мати достовірні способи оцінки залишкового ресурсу. Під залишковим ресурсом розуміємо ресурс, яким володіють об'єкти АТ після напрацювання протягом визначеного часу. Серед показників довговічності виділимо: гамма-відсотковий ресурс - напрацювання протягом якого об'єкт не досягає граничного стану із заданою імовірністю γ , що визначається у відсотках; середній ресурс - математичне очікування ресурсу [1-7].

Наведемо деякі співвідношення для кількісного визначення цих показників. Нехай X - випадкове напрацювання до першої відмови зі щільністю розподілу $g(t)$ і функцією розподілу $G(t) = P_r(X < t)$. Імовірність безвідмовної роботи об'єкта $P(t)$ протягом часу t знаходять за формулами

$$P(t) = 1 - G(t), \quad \text{або} \quad P(t) = \exp \left[- \int_0^t \lambda(\tau) d\tau \right],$$

де $\lambda(t)$ - інтенсивність відмов.

Якщо задача, що виконується об'єктом, має випадкову тривалість зі щільністю розподілу $\varphi(t)$, то повна імовірність об'єкта за час виконання задачі

$$P_0 = \int_0^{\infty} P(t) \varphi(t) dt.$$

$$\text{Інтенсивність відмов} \quad \lambda(t) = \frac{g(t)}{P(t)} = \frac{g(t)}{1 - G(t)}.$$

$$\text{Справедливе таке співвідношення:} \quad \int_0^{\infty} \int_0^t \lambda(\tau) g(t) d\tau dt = 1.$$

Знаючи одну з характеристик надійності, можемо визначити всі інші. Формули переходу від однієї з цих характеристик до інших приведені в таблиці [6].

Середнє напрацювання до відмови визначається формулою

$$T_0 = \bar{t} = m_t = E[t] = \int_0^{\infty} t g(t) dt = \int_0^{\infty} [1 - G(t)] dt = \int_0^{\infty} P(t) dt.$$

Гамма-відсотковий ресурс t_γ знаходять з рівняння

$$1 - G(t_\gamma) = 1 - \int_0^{t_\gamma} g(t) dt = \int_{t_\gamma}^{\infty} g(t) dt = \frac{\gamma}{100}.$$

Функція	$G(t)$	$P(t)$	$g(t)$	$\lambda(t)$
$G(t)$	1	$1 - P(t)$	$\int_0^t g(\tau) d\tau$	$l = \exp \left[- \int_0^t \lambda(\tau) dt \right]$
$P(t)$	$1 - G(t)$	1	$\int_0^\infty g(\tau) d\tau$	$\exp \left[- \int_0^t \lambda(\tau) d\tau \right]$
$g(t)$	$\frac{dG(t)}{dt}$	$-\frac{dP(t)}{dt}$	1	$\lambda(t) \exp \left[- \int_0^t \lambda(\tau) d\tau \right]$
$\lambda(t)$	$\frac{\frac{dG(t)}{dt}}{1 - G(t)}$	$-\frac{\frac{dP(t)}{dt}}{P(t)}$	$\frac{g(t)}{\int_t^\infty g(\tau) d\tau}$	1

Коефіцієнт готовності K_r визначається формулою $K_r = \frac{T_0}{T_0 + T_B}$,

де T_0 - середнє напрацювання до відмови; T_B - середній час відновлення.

1 Основні показники залишкового ресурсу. Припустимо, що об'єкт працював протягом часу τ . Тоді ймовірність його безвідмовної роботи в інтервалі $[\tau, t]$ визначається як

$$P\left(\frac{t}{\tau}\right) = \frac{P(\tau + t)}{P(\tau)}, \quad (1)$$

де $P(\tau)$ - імовірність безвідмовної роботи в інтервалі $[0, t]$; $P(\tau + t)$ - імовірність безвідмовної роботи в інтервалі $[0, \tau + t]$; $P(t/\tau)$ - умовна імовірність безвідмовної роботи в інтервалі $[\tau, \tau + t]$, якщо об'єкт безвідмовно працював в інтервалі $[0, \tau]$.

Середній залишковий ресурс $T(\tau)$ знаходять так:

$$T(\tau) = \int_0^\infty P\left(\frac{t}{\tau}\right) dt. \quad (2)$$

З урахуванням рівняння (2) отримаємо $T\left(\frac{t}{\tau}\right) = \int_0^\infty \frac{P(\tau + t)}{P(\tau)} dt$.

Зробивши заміну змінних $\tau + t = x$, знаходимо $T(\tau) = \frac{1}{P(\tau)} \int_\tau^\infty P(x) dx$.

Запишемо попереднє співвідношення у вигляді: $T(\tau) = \frac{\int_0^\infty P(x) dx - \int_0^\tau P(x) dx}{P(\tau)}$.

Враховуючи, що $\int_0^\infty P(x) dx = T_0$, де T_0 - середній ресурс об'єкта, отримаємо:

$$T(\tau) = \frac{T_0 - \int_0^\tau P(x) dx}{P(\tau)}. \quad (3)$$

Розглянемо декілька способів обчислення інтеграла $J = \int_0^\tau P(x) dx$ у формулі (3), коли він не береться в квадратурах. З урахуванням теореми про середнє

$$\int_0^\tau P(x) dx = \tau P^*, \quad (4)$$

де P^* - значення $P(x)$, при зміні x від 0 до τ величина P^* змінюється від 1 до $P(\tau)$.

Тоді
$$T(\tau) = \frac{I}{P(\tau)} [T_0 - \tau P^*]. \quad (5)$$

Запишемо таку тотожність: $\int_0^\tau P(x) dx = \tau \int_0^\tau \frac{P(x)}{\tau} dx$, але вираз $\int_0^\tau \frac{P(x)}{\tau} dx$ є математичним сподіванням функції $P(x)$ за умови, що x є рівномірно розподіленою величиною в інтервалі $[0, t]$. Тому

$$\int_0^\tau P(x) dx = \tau \langle P(x) \rangle, \quad (6)$$

де $\langle \rangle$ - символ математичного сподівання.

Порівнявши співвідношення (4) і (6), побачимо, що $P^* = \langle P(x) \rangle$.

Вираз (5) у цьому випадку набуває вигляду $T(\tau) = \frac{I}{P(\tau)} [T_0 - \tau \langle P \rangle]$.

Значення $P^* = \langle P(x) \rangle$ приблизно можна знайти статистичним моделюванням. Для цього проводяться N реалізацій рівномірно розподіленої в інтервалі $[0, t]$ випадкової величини x . Для цих реалізацій обчислюють N значень $P(x_i)$. Відповідно

$$P^* = \sum_{i=1}^N \frac{P(x_i)}{N}.$$

Із співвідношення (3) можна отримати нижню оцінку $T(\tau) \geq \frac{T_0 - \tau}{P(\tau)}$.

При лінійній апроксимації функції $P(X)$ на інтервалі $[0, t]$ знайдемо формулу

$$T(\tau) \approx \frac{I}{P(\tau)} \left[T_0 - \frac{\tau}{2} (I + P(\tau)) \right]. \quad (7)$$

Якщо функція $P(x)$ є опуклою донизу, то вираз (7) є нижньою оцінкою $T(\tau)$. Тепер розглянемо систему, що складається з n послідовно з'єднаних об'єктів. Для незалежних елементів маємо

$$T_c(\tau) = \frac{T_c - \int_0^\tau \prod_{i=1}^n P_i(t) dt}{P_c(\tau)}, \quad (8)$$

де $T_c = \int_0^\infty \prod_{i=1}^n P_i(t) dt$ - середній ресурс системи; $P_c(\tau) = \prod_{i=1}^n P_i(\tau)$ - імовірність безвідмовної роботи системи на інтервалі $[0, e]$; $P_i(x)$ - імовірність безвідмовної роботи i -го елемента.

Для однакових елементів вираз (8) набуває вигляду:

$$T_c(\tau) = \frac{T_c - \int_0^\tau P_1^n(t) dt}{P_1^n(\tau)}, \quad (9)$$

де $P_1(t)$ - імовірність безвідмовної роботи елемента.

Наближена оцінка може обчислюватись за формулою

$$T_c(\tau) = \frac{T_c - \frac{\tau}{2} [I + P_1^n(\tau)]}{P_1^n(\tau)}.$$

Вираз (9) можна записати так: $T_c(\tau) = \frac{T_c - \tau \langle P_1^n(\tau) \rangle}{P_1^n(\tau)}$, де $\langle P_1^n(t) \rangle$ - математичне сподівання функції $P_1^n(t)$, де t - рівномірно розподілена на інтервалі $[0, \tau]$ випадкова величина.

Для системи з m однакових незалежних паралельно з'єднаних елементів отримаємо

$$T_c(\tau) = \frac{T_c - \tau + \int_0^\tau [1 - P_1(t)]^m dt}{1 - [1 - P_1^n(\tau)]^m}.$$

Наведемо необхідні співвідношення для визначення гамма-відсоткового залишкового ресурсу $t_\gamma(\tau)$. Під величиною $t_\gamma(\tau)$ розуміємо напрацювання протягом якого об'єкт не досягає граничного стану з імовірністю γ , що відображається у відсотках, після попереднього напрацювання впродовж τ . Величину $t_\gamma(\tau)$ знаходять з рівностей:

$$\frac{P(\tau + t_\gamma(\tau))}{P(\tau)} = 0,01 \gamma, \quad \int_\tau^{\tau + t_\gamma(\tau)} \lambda(t) dt = \ln \frac{100}{\gamma}.$$

Тепер розглянемо систему, що складається з n послідовно з'єднаних незалежних елементів. Для однакових елементів співвідношення для визначення $t_\gamma(\tau)$ набуває вигляду

$$P_1^n[\tau + t_\gamma(\tau)] = \gamma P_1^n(\tau).$$

Знаходячи з цього співвідношення корінь n -го ступеня, отримаємо вираз для визначення гамма-відсоткового залишкового ресурсу елемента:

$$P_1[\tau + t_{\gamma 1}(\tau)] = P_1(\tau) \sqrt[n]{\gamma},$$

де $t_{\gamma 1}(\tau)$ - гамма-відсотковий залишковий ресурс, що має імовірність $\gamma_1 = \sqrt[n]{\gamma}$.

2. Імовірнісні способи оцінки показників залишкового ресурсу. Тут індекси "e" та "c" відносяться відповідно до елемента й системи. Конкретні співвідношення між $t_{\gamma c}(\tau)$ і $t_{\gamma e}(\tau)$ можна отримати, розглянувши конкретні розподіли напрацювань до відмови елементів.

Розглянемо системи, що складаються з n послідовно з'єднаних елементів. У припущенні незалежності відмов елементів імовірність безвідмовної роботи системи в інтервалі $[0, t]$ буде [6]:

$$P_{cn}(t) = \prod_{i=1}^n P_{ei}(t), \quad (10)$$

де $P_{ei}(t)$ - імовірність безвідмовної роботи i -го елемента.

Для системи, яка складається з m паралельно з'єднаних елементів, отримаємо [6]

$$P_{cn}(t) = 1 - \prod_{i=1}^m [1 - P_{ei}(t)].$$

Імовірність безвідмовної роботи можна визначити через інтенсивність відмов $\lambda(t)$

$$P(t) = \exp \left[- \int_0^t \lambda(u) du \right], \quad (11)$$

а середній залишковий ресурс

$$T_{сер}(\tau) = P^{-1}(\tau) \int_{\tau}^{\infty} P(u) du, \quad \text{або} \quad T_{сер}(\tau) = \int_{\tau}^{\infty} \exp\left[-\int_{\tau}^x \lambda(u) du\right] dx. \quad (12)$$

Для системи з n послідовно з'єднаних елементів, враховуючи (10) і (11), отримуємо

$$P_{cn}(t) = \exp\left[-\int_0^t \sum_{i=1}^n \lambda_{ei}(u) du\right],$$

а з урахуванням (12) –

$$T_{сер}(\tau) = \left[\prod_{i=1}^n P_{ei}(\tau)\right]^{-1} \times \int_{\tau}^{\infty} \left[\prod_{i=1}^n P_{ei}(u)\right] du, \quad \text{або} \quad T_{сер}(\tau) = \int_{\tau}^{\infty} \exp\left[-\int_{\tau}^x \sum_{i=1}^n \lambda_{ei}(u) du\right] dx.$$

Для однакових елементів

$$T_{сер}(\tau) = P_e^{-n}(\tau) \int_{\tau}^{\infty} P_e^{-n}(u) du, \quad \text{або} \quad T_{сер}(\tau) = \int_{\tau}^{\infty} \exp\left[-n \int_{\tau}^x \lambda_e(u) du\right] dx,$$

або оцінка виду

$$T_{сер}(\tau) \geq \frac{T_{сер} - \tau}{P_e^n(\tau)},$$

де $T_{сер}$ - середній ресурс системи.

Гамма-відсотковий залишковий ресурс $t_{\gamma}(\tau)$ визначається так [5, 6]:

$$\frac{P[\tau + t_{\gamma}(\tau)]}{P(\tau)} = \gamma, \quad \text{або} \quad \int_{\tau}^{\tau+t_{\gamma}(\tau)} \lambda(u) du = \ln \frac{1}{\gamma}. \quad (13)$$

Для системи з n послідовно з'єднаних елементів, враховуючи (10) і (13),

отримуємо гамма-відсотковий ресурс системи $t_{\gamma}(\tau)$: $\frac{\prod_{i=1}^n P_{ei}[\tau + t_{c\gamma}(\tau)]}{\prod_{i=1}^n P_{ei}(\tau)} = \gamma$, або,

враховуючи (13), – $\int_{\tau}^{\tau+t_{c\gamma}(\tau)} \sum_{i=1}^n \lambda_{ei}(u) du = \ln \frac{1}{\gamma}$. (14)

Для однакових елементів знаходимо

$$\frac{P_e^n[\tau + t_{c\gamma}(\tau)]}{P_e^n(\tau)} = \gamma, \quad \text{або} \quad n \int_{\tau}^{\tau+t_{c\gamma}(\tau)} \lambda_e(u) du = \ln \frac{1}{\gamma}. \quad (15)$$

Відобразимо гамма-відсотковий залишковий ресурс системи через гамма-відсотковий залишковий ресурс елементів, вважаючи однаковими для системи і елементів значення γ . Тоді з (15) $P_e^n[\tau + t_{c\gamma}(\tau)] = P_e[\tau + t_{e\gamma}(\tau)] P_e^{n-1}(\tau)$.

Враховуючи (14), знаходимо $n \int_{\tau}^{\tau+t_{c\gamma}(\tau)} \lambda_e(u) du = \int_{\tau}^{\tau+t_{e\gamma}(\tau)} \lambda_e(u) du$.

Для системи, що складається з m паралельно з'єднаних елементів, отримуємо [8]:

$$\frac{1 - \prod_{i=1}^m \{1 - P_{ei}[\tau + t_{-\gamma}(\tau)]\}}{1 - \prod_{i=1}^m [1 - P_{ei}(\tau)]} = \gamma.$$

При рівнонадійності елементів будемо мати $\frac{I - \{I - P_e[\tau + t_{-\gamma}(\tau)]\}^m}{I - [I - P_e(\tau)]^m} = \gamma$.

Виразимо гамма-відсотковий ресурс системи через гамма-відсотковий ресурс елемента

$$\frac{I - \{I - P_e[\tau + t_{-\gamma}(\tau)]\}^m}{I - [I - P_e(\tau)]^m} = \frac{P_e[\tau + t_{e\gamma}(\tau)]}{P_e(\tau)}.$$

3. Оцінка імовірнісних показників залишкового ресурсу для деяких розподілів напрацювань до відмови. На експоненціальний розподіл попереднє напрацювання не впливає, тому $T(\tau) = T_0$. Для розподілу Вейбулла отримаємо [9]

$$T(\tau) = \left[\left(\frac{I}{\lambda} \right)^{\frac{1}{\beta}} \Gamma \left(1 + \frac{1}{\beta} \right) - \int_0^{\tau} \exp(\lambda t^{\beta}) dt \right] \exp(\lambda \tau^{\beta}),$$

де λ, β - параметри розподілу.

При $\tau = 0$ маємо $T_0 = \left(\frac{I}{\lambda} \right)^{\frac{1}{\beta}} \Gamma \left(1 + \frac{1}{\beta} \right).$ (15)

При $\beta = 1$ з виразу (16) маємо $T(\tau) = \frac{I}{\lambda}.$

Якщо напрацювання до відмови описується логарифмічно-нормальним розподілом, то

$$T(\tau) = \left\{ \exp \left(\mu + \frac{b^2}{\tau} \right) - \int_0^{\tau} F \left(\frac{\mu - \ln t}{b} \right) dt \right\} F^{-1} \left(\frac{\mu - \ln \tau}{b} \right),$$

де μ, b - параметри розподілу.

Можна записати співвідношення для визначення середнього залишкового ресурсу і для інших видів розподілів, але вони тут не наведені, бо член $\int_0^{\tau} P(t) dt$,

що в них входить, для більшості розподілів не інтегрується. Зазначимо, що наведені співвідношення для довільних розподілів напрацювань до відмови не дозволяють виразити середній залишковий ресурс системи через середні залишкові ресурси елементів. Виключення складає експоненціальний розподіл,

для якого $\frac{I}{T_{c0}} = \sum_{i=1}^n \frac{I}{T_{0i}}.$

Для однакових елементів $T_{c0} = \frac{T_{e0}}{n}.$

Для розподілу Вейбулла $t_{\gamma}(\tau) = \left[-\frac{I}{\lambda} \ln \gamma + \tau^{\beta} \right]^{\frac{1}{\beta}} - \tau.$

При $\beta=1$ маємо $t_{\gamma}(\tau) = -\frac{I}{\lambda} \ln \gamma = \ln \frac{I}{\gamma}.$

Для логарифмічно-нормального розподілу запишемо

$$F \left[\frac{\mu - \ln(\tau + t_r(\tau))}{b} \right] = \gamma F \left(\frac{\mu - \ln \tau}{b} \right).$$

Останнє відношення подамо в такій еквівалентній формі [9, 10]:

$$\frac{\mu - \ln(\tau + t_r(\tau))}{b} = U_{r^*},$$

де U_{r^*} - квантиль нормального розподілу $\gamma^* = \gamma F\left(\frac{\mu - \ln \tau}{b}\right) \Rightarrow t_r(\tau) \exp[\mu - bU_{\gamma^*}] - \tau$.

Ці відношення можна записати для інших розподілів напрацювання до відмови.

4. Оцінка середнього залишкового та гамма-відсоткового ресурсів за дослідними даними. Для оцінки середнього залишкового ресурсу за дослідними даними об'єкта, як неподільного цілого, залежно від схеми випробувань застосовують декілька підходів. Найбільш загальною є формула [10]

$$\hat{T}(\tau) = \left[\sum_{i=1}^m (t_i - \tau) - (n - m - k)(t_u - \tau) \right] \frac{1}{m},$$

де n - загальне число об'єктів, що випробовуються; t_u - тривалість випробувань, k - число об'єктів, що відмовили на інтервалі $[0, \tau]$; m - число об'єктів, що відмовили за час $t > \tau$.

Якщо всі відмови виникли при $t > \tau$, маємо $\hat{T}(t) = \frac{\sum_{i=1}^m (t_i - \tau) + (t_u - \tau)(n - m)}{m}$.

Більш компактно останню формулу можна записати так:

$$\hat{T}(t) = \frac{(t - \tau)_{\Sigma}}{m}, \quad (17)$$

де $(t - \tau)_{\Sigma}$ - сумарне напрацювання всіх об'єктів після часу τ .

Якщо всі об'єкти відмовили, то відповідно до [11]

$$\hat{T}(\tau) = \frac{\sum_{i=k+1}^n (t_i - \tau)}{m}.$$

При заданій тривалості випробувань t_u та при невеликому числі m , якщо всі відмови відбуваються при $t > \tau$, замість формули (17) можна застосовувати таку формулу:

$$\hat{T}(\tau) = \frac{n(t_u - \tau)}{m}.$$

Останню формулу застосовують для випадку, коли всі об'єкти, що відмовили, замінюються іншими, що мають попереднє напрацювання тривалістю τ . Якщо маємо статистику щодо n відмов об'єктів, які пройшли випробування після експлуатації протягом часу τ , то оцінка t_{γ} може бути знайдена як час, для якого виконується співвідношення

$$1 - \frac{m}{n} = \gamma,$$

де m - число об'єктів, у яких час відмов менше t_{γ} .

Тепер розглянемо способи оцінки гамма-відсоткового залишкового ресурсу для випадку, коли випробовується n об'єктів тривалістю t_u і фіксується число відмов m .

Передбачається, що відомий вид розподілу напрацювання до відмови і коефіцієнт варіації напрацювання до відмови. Нехай розподіл напрацювання до

відмови описується законом Вейбулла. Вихідне рівняння для визначення параметра λ набуває вигляду

$$\exp[-\lambda(t_u + \tau)^\beta] = \exp(-\lambda\tau^\beta) \left(1 - \frac{m}{n}\right).$$

Звідси знаходимо оцінку параметра λ як $\hat{\lambda} = \frac{\ln \hat{P}}{(t_u + \tau)^\beta - \tau^\beta}$, де $\hat{P} = 1 - \frac{m}{n}$.

Оцінку гамма - відсоткового залишкового ресурсу одержуємо з рівності

$$\exp[-\lambda(\tau + t_\gamma)^\beta] = \exp(-\hat{\lambda}\tau^\beta)\gamma.$$

Звідси знаходимо
$$\hat{t}_{\gamma(\tau)} = \left[-\frac{\ln \gamma - \hat{\lambda}\tau^\beta}{\lambda} \right]^{\frac{1}{\beta}} - \tau.$$

Отже, зазначимо, що розроблено методологію оцінки залишкового ресурсу АТ по показниках середнього залишкового і гамма-відсоткового залишкового ресурсів як імовірнісним (апріорним) прогнозуванням, так і за дослідними даними. Оцінка пристосована для деяких окремих видів розподілів напрацювання до відмови, таких, як розподіл Вейбулла, нормальний, логарифмічно-нормальний, гамма-розподіл.

Список літератури

1. Анілович В.Я., Грінченко О.С., Карабін В.В. Міцність та надійність машин. - К.: Урожай, 1996. – 288 с.
2. Болотин В.В. Прогнозирование ресурса машин и конструкций. - М.: Машиностроение, 1984. – 312 с.
3. Гладкий В.Ф. Вероятностные методы проектирования конструкций летательных аппаратов. - М.: Наука, 1982. - 272 с.
4. Лукинский В.С., Зайцев Е.И. Прогнозирование надежности автомобилей. - Л.: Политехника, 1991. - 224 с.
5. Тимашев С.А. Надежность больших механических систем. – М.: Наука, 1982. – 184 с.
6. Пронников А.С. Надежность машин. - М.: Машиностроение, 1978. - 592 с.
7. Жовдак В.А., Мищенко И.В. Прогнозирование надежности элементов конструкций с учетом технологических и эксплуатационных факторов. – Х.: ХГПУ, 1999. – 119 с.
8. Приймаков О.Г., Приймаков Г.О., Лисяк О.О. Оцінка надійності та довговічності привідних систем середнього машинобудування // Вестник науки и техники. – Х.: ООО “ХДНТ”. - 2003. - Вып. 2 - 3. - С. 31 - 37.
9. Приймаков О.Г., Іващенко І.І. Розробка інтегральних показників діагностування технічного стану дизельних двигунів // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: НТУ “ХПИ”. - 2003. - Вып. 1 - 2. - С. 57 - 61.
10. Приймаков О.Г., Бобровицький О.В., Лисяк О.О. Циклічна довговічність деталей авіаційної техніки // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ “ХАИ”. - 2003. - Вып. 18. - С. 147 - 153.
11. Переверзев Е.С. Надежность и испытания технических систем. – К.: Наук. думка, 1990. – 328 с.

Системна інформатизація інформаційного супроводження процесів: статистичне дослідження уваги Інтернет-ЗМІ до визначеної проблематики

Вступ

Як було визначено в роботі [1], інформаційне суспільство – це безперешкодний і гарантований доступ різних верств населення до інформації, знань. Динаміка та обсяги представлення новинної інформації в Інтернет створюють потужний інформаційний потік [2]. Причому потік досить неоднорідний, який може характеризуватися великою кількістю параметрів, серед яких виділяються такі, як джерела інформації (наприклад, Web-сайти) і тематики. Інформація, яка сьогодні циркулює у цьому потоці, є невичерпним за обсягом ресурсом, а також відображенням громадської думки у віртуальному просторі. За своєю природою інформація, що породжується і розповсюджується у мережі Інтернет, має бути віднесена до категорії електронних засобів інформації. Більшість інформаційних агентств, друкованих ЗМІ, радіо та телеканалів не тільки мають свої представництва в Мережі, але й створюють там повноцінні інформаційні ресурси.

Саме тому питання системної інформатизації інформаційного супроводження соціально-економічних, соціально-політичних процесів, процесів аналізу та прийняття рішень набувають надзвичайної актуальності.

Свій погляд та пропонуємо рішення автори демонструють на прикладі статистичних досліджень уваги Інтернет-ЗМІ до проблематики євроатлантичної інтеграції України. Цілком зрозуміло, що пропонує мий підхід є досить уніфікованим та може застосовуватися при вирішенні питань інформаційного супроводження будь-яких соціально-політичних та соціально-економічних процесів, процесів аналізу та прийняття рішень.

Євроатлантична інтеграція – питання далеко не безперечне, це процес, який має враховувати думку всіх верств суспільства. Як один з інструментів дослідження уваги суспільства до цієї проблематики пропонується засоби аналізу статистичних показників щодо обсягу публікацій за названою тематикою в мережі Інтернет.

Для проведення необхідних досліджень щодо уваги Інтернет-ЗМІ до проблематики інтеграції України з НАТО авторами було застосовано бази даних сервера інформаційної підтримки прийняття рішень, встановленого у Національному центрі з питань євроатлантичної інтеграції України [3]. Однією з основних складових цього сервера є комплекс контент-моніторингу інформації з мережі Інтернет, побудований на основі застосування системи InfoStream (<http://www.infostream.ua>), яка розроблена в Інформаційному центрі «Електронні вісті». При цьому на сервері реалізовано повномасштабне інформаційне сховище, що враховує особливості євроатлантичної проблематики, накопичує та надійно зберігає інформацію для використання в аналітичній роботі. Комплекс контент-моніторингу виконує основну “чорнову” роботу зі збору інформації з мережі Інтернет та забезпечує створення та постійне поповнення документального сховища оперативними повідомленнями, які застосовувалися, у тому числі і для проведення статистичних досліджень.

Типова задача комплексу контент-моніторингу - це побудова діаграм динаміки появи понять у часі. На Рис. 1, наприклад, проілюстровано, як за допомогою цієї діаграми відслідковується поява україномовних повідомлень щодо євроатлантичної інтеграції України у лютому 2006 року.

Теоретичні засади дослідження - фрактали та часові ряди

У той час, як для традиційних засобів наукової комунікації підходи до статистичних досліджень інформаційних масивів з погляду теорії фракталів були вперше досліджені Ван Рааном [4], що аналізував масиви статей і зв'язки, утворені цитуванням, інформаційні потоки повідомлень із Інтернет до останнього часу не асоціювалися із фракталами. Це пов'язано із проблемами ідентифікації інформаційних потоків як фрактальних множин, а також із труднощами знаходження основ для побудови кластерів - повідомлень у політематичних потоках, що породжують багаторазове цитування.

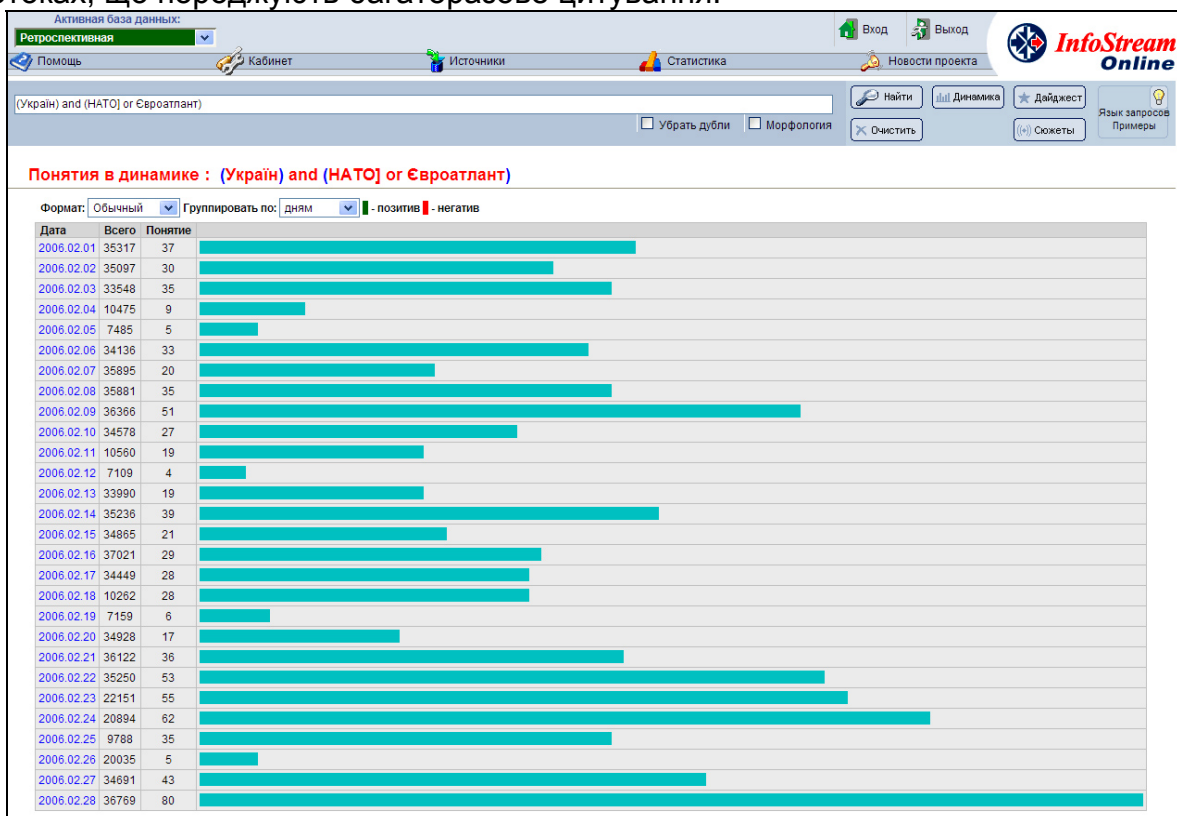


Рис. 1. Динаміка появи у часі поняття, визначеного запитом: «(Україн) and (НАТО) or Євроатлант»

З цієї ж причини у рамках даного дослідження розглядаються кількісні характеристики саме тематичного інформаційного потоку з питань євроатлантичної інтеграції, який характеризується ітеративністю при формуванні й цілком доступний як для кількісного, так і для якісного аналізу (маються на увазі можливості системи контент-моніторингу InfoStream).

Обсяги повідомлень у тематичних інформаційних потоках утворюють часові ряди. Для дослідження часових рядів сьогодні усе ширше використовується теорія фракталів [5-6], традиційна область застосування якої - фрактальна геометрія, обробка зображень та інше. Разом з тим часові ряди, породжувані тематичними інформаційними потоками, також володіють фрактальними властивостями і можуть розглядатися як стохастичні фрактали [7-8]. Цей підхід розширює область

застосування теорії фракталів на інформаційні потоки, динаміка яких описується засобами теорії випадкових процесів.

З іншого боку, теорія фракталів розглядається як підхід до статистичного дослідження, що дозволяє одержувати важливі характеристики інформаційних потоків, не вдаючись у детальний аналіз їхньої внутрішньої структури і зв'язків. Однією з основних властивостей фракталів є самоподібність (скейлинг). Як показано в роботах С. А. Іванова, для послідовності повідомлень тематичних інформаційних потоків у відповідності до скейлингового принципу, кількість повідомлень, резонансів на події реального миру пропорційна деякому ступеню кількості джерел інформації (кластерів) та ітераційно триває протягом певного часу. Так само, як і у традиційних наукових комунікаціях, множина повідомлень в Інтернет по одній тематиці в часі являє собою динамічну кластерну систему, що виникає в результаті ітераційних процесів. Цей процес породжується републікаціями, прямим або спільним цитуванням, різними публікаціями - відбиттями тих самих подій реального миру, прямими посиланнями тощо. Крім того, для більшості тематичних інформаційних потоків спостерігається збільшення їхніх обсягів, причому на коротких часових інтервалах - лінійний ріст, а на тривалих - експонентний.

Фрактальна розмірність у кластерній системі, що відповідає тематичним інформаційним потокам, показує ступінь заповнення інформаційного простору повідомлень протягом певного часу:

$$N_{публ} = \varepsilon^{\rho} N_k(t)^{\rho} \quad (1),$$

де $N_{публ}$ – розмір кластерної системи (загальне число електронних публікацій в інформаційному потоці); N_k – розмір - число кластерів (тематик або джерел), ρ - фрактальна розмірність інформаційного масиву; ε - коефіцієнт масштабування. У наведеному співвідношенні між кількістю повідомлень і кластерів проявляється властивість збереження внутрішньої структури безлічі при зміні масштабів його зовнішнього розгляду.

На думку С.А. Іванова, всі основні закони наукової комунікації, такі як закони Парето, Лотки, Бредфорда, Зіпфа, можуть бути узагальнені саме в рамках теорії стохастичних фракталів.

Показник Хьорста

Сьогодні у зв'язку з розвитком теорії стохастичних фракталів стає популярною така характеристика часових рядів, як показник Хьорста (H). У книзі Е. Федера [5] показано, що він пов'язаний із традиційною «клітинною» фрактальною розмірністю (ρ) простим співвідношенням:

$$\rho = 2 - H \quad (2).$$

Умова, за якою показник Хьорста пов'язаний із фрактальною «клітинною» розмірністю відповідно до формули (2), визначена Е. Федером у такий спосіб: «...розглядаються клітки, розміри яких малі в порівнянні як із тривалістю процесу, так і з діапазоном зміни функції; тому співвідношення справедливо, коли структура кривої, що описує фрактальну функцію, досліджується з високою розподільною здатністю, тобто в локальній межі». Ще однією важливою умовою є самоафінність функції. Не вдаючись у подробиці помітимо, що для інформаційних потоків ця властивість інтерпретується як самоподібність, яка виникає в результаті процесів їхнього формування. Можна помітити, що зазначені властивості притаманні не всім інформаційним потокам, а лише тим, які характеризуються достатньою потужністю та ітеративністю при формуванні. При цьому часові ряди, побудовані на підставі потужних тематичних

інформаційних потоків, цілком задовольняють цій умові. Тому при розрахунку показника Хьорста, фактично визначається і такий показник тематичного інформаційного потоку, як фрактальна розмірність.

Відомо, що показник Хьорста являє собою міру персистентності - схильності процесу до трендів (на відміну від звичайного броунівського руху). Значення $H > 1/2$ означає, що спрямована в певну сторону динаміка процесу в минулому, найімовірніше, спричинить продовження руху в тім же напрямку. Якщо $H < 1/2$, то прогнозується, що процес змінить спрямованість. $H = 1/2$ означає невизначеність - броунівський рух.

Для вивчення фрактальних характеристик тематичних інформаційних потоків вивчалися значення показника Хьорста за певний період для часових рядів, складених з кількості стосовних до них повідомлень. Показник Хьорста зв'язують із коефіцієнтом нормованого розмаху (R/S), де R – обчислений певним чином «розмах» відповідного часового ряду, а S – стандартне відхилення.

Показник Хьорста обчислюється за наступним алгоритмом. Спочатку обчислюється середнє значення вимірюваної змінної (у нашому випадку кількість повідомлень в інформаційному потоці) за N днів:

$$\langle \xi \rangle_N = \frac{1}{N} \sum_{t=1}^N \xi(t) \quad (3)$$

Потім розраховується відхилення, що накопичуються, ряду *вимірів* $\xi(t)$ від середнього $\langle \xi \rangle_N$:

$$X(t, N) = \sum_{u=1}^t (\xi(u) - \langle \xi \rangle_N) \quad (4)$$

Після цього розраховується різниця максимального й мінімального відхилень, що накопичилися, яка називається «розмахом»:

$$R(N) = \max_{1 \leq t \leq N} X(t, N) - \min_{1 \leq t \leq N} X(t, N) \quad (5)$$

Стандартне відхилення розраховується за відомою формулою:

$$S = \left(\frac{1}{N} \sum_{t=1}^N (\xi(t) - \langle \xi \rangle_N)^2 \right)^{1/2} \quad (6)$$

У свій час Хьорст експериментально виявив, що для багатьох часових рядів справедливо:

$$R/S = (N/2)^H \quad (7)$$

Саме коефіцієнт H і є показником Хьорста.

Обчислювальний експеримент

Як експериментальна база для дослідження фрактальних властивостей тематичних інформаційних потоків за заданою проблематикою використався комплекс контент-моніторингу InfoStream. Цей комплекс, що застосовується для рішення завдань автоматизованого збору новинної інформації з відкритих Web-сайтів і забезпечення доступу до неї в пошукових режимах, у даний час охоплює понад 2000 джерел інформації - більше 40000 унікальних повідомлень на добу. У ретроспективних базах даних комплексу накопичено понад 25 млн. повідомлень.

Тематика досліджуваного інформаційного потоку, визначалася запитом до системи InfoStream:

«(Київ or Київ or Україн or Украин) and (НАТО) or Євроатлант or Євроатлант)».

Ретроспективний період дослідження становив весь 2005 рік, тобто 365 днів ($N = 365$). У результаті пошуку за наведеним запитом було знайдено 54933 релевантних документів. На підставі обробки цих даних була отримана повна картина експериментальних даних - часовий ряд за зазначений період (Рис.1).

Для цього часового ряду по формулі (6) було обчислено стандартне відхилення ($S=127.62$). Одночасно, за допомогою механізму формування основних сюжетів, що входить до складу системи InfoStream, були визначені основні події, які сприяли виникненню пікових значень часового ряду.

На Рис. 3 представлено динаміку накопичення відхилення, що була обчислена відповідно до формули (4) і дозволила відповідно до формули (5) визначити «розмах» цього параметра ($R = 7676.15$).

І нарешті, для значення $N = 365$ по формулі (7) був обчислений показник Хьорста, що виявився рівним 0,79, що свідчить про великий рівень персистентності всього часового ряду. Крім того, були виконані розрахунки показників Хьорста для всіх значень N , починаючи з 10, результати яких наведені на Рис. 4.

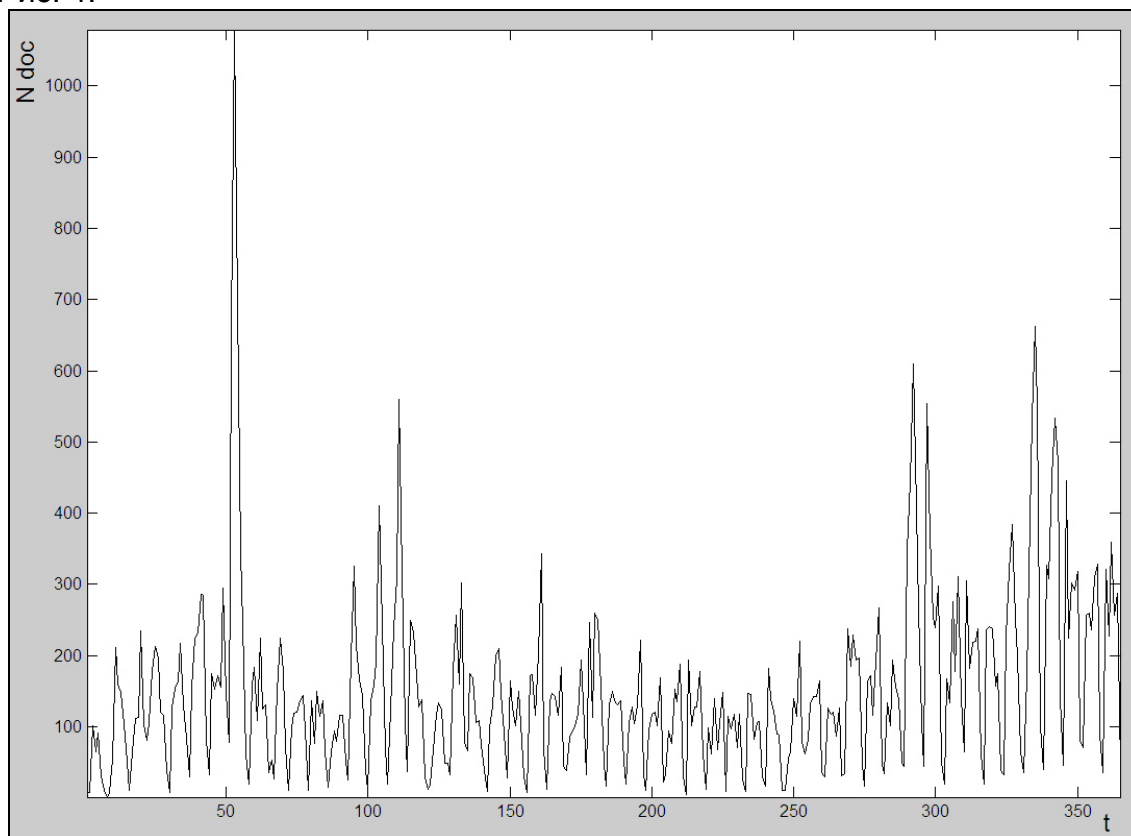


Рис. 2. Часовий ряд динаміки появи поняття за весь період. Пікові значення: Прес-конференція Президента України з генеральним секретарем Північноатлантичного альянсу у Брюсселі (лютий 2005 р.); засідання комісії Україна-НАТО на рівні міністрів закордонних справ (квітень 2005 р.); виступ міністра закордонних справ України на Форумі з безпеки РСАП (травень 2005 р.); зустріч Президента України з Генеральним секретарем НАТО (жовтень 2005 р.); конференція «Національна безпека України в контексті євроатлантичної інтеграції» (листопад 2005 р.)

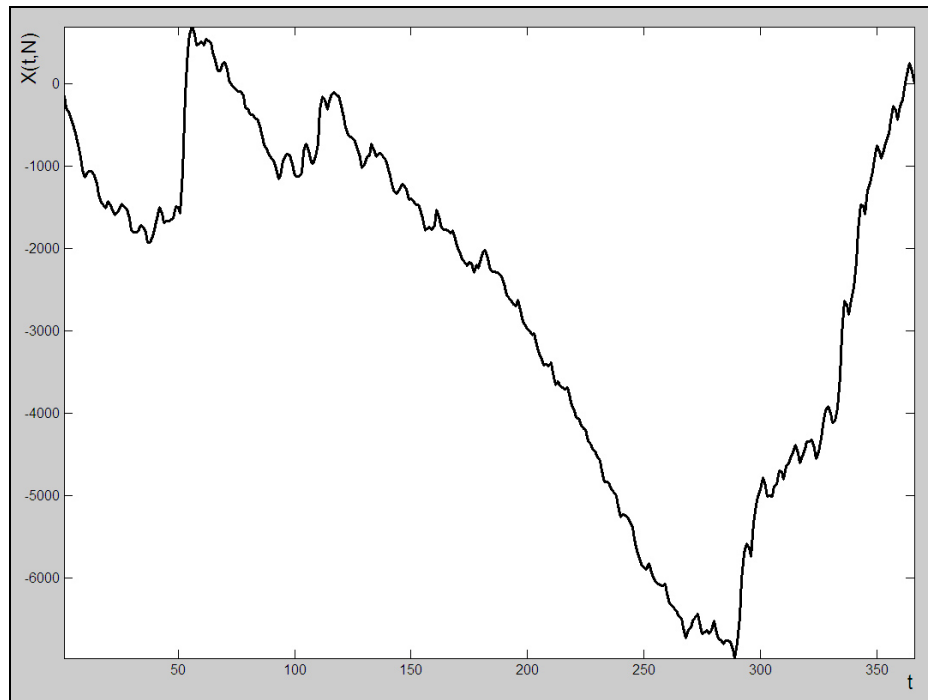


Рис. 3. Динаміка накопичення відхилення

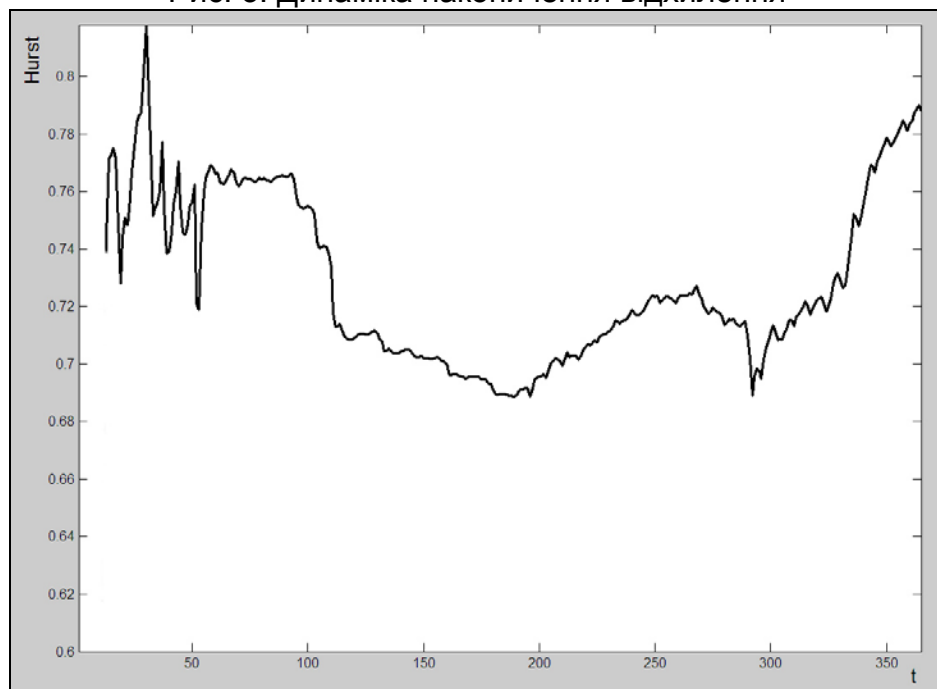


Рис. 4. Значення показника Хьорста для різних часових інтервалів

Інтерпретація результатів

Вивчення такої характеристики, як показник Хьорста дозволяє прогнозувати динаміку інформаційних потоків, повідомлення яких відбивають процеси, що відбуваються в реальному світі.

Наведені дані підтвердили припущення про ітеративність процесів в інформаційному просторі. Републікації, цитування, прямі посилання тощо породжують самоподібність, що проявляється в стійких статистичних розподілах і відомих емпіричних законах. Треба зауважити, що скейлінговий принцип ґрунтується також на подібності ментальності авторів, що публікують повідомлення в Інтернет. Разом з тим різні адміністративні, рекламні, PR-кампанії

ведуть до стрибкоподібних змін у стабільних статистичних закономірностях, різким скачкам і перекручуванням у порівнянні зі стандартними статистичними розподілами.

У результаті експерименту також підтверджена наявність високого рівня статистичної кореляції в інформаційних потоках на тривалих часових інтервалах. Зокрема, на розглянутому прикладі показана висока персистентність процесу, що говорить про загальне середнє збільшення публікації щодо визначеної тематики, періодичну появу піків, пов'язаних, як правило, з загальними переговорними заходами: форумами, конференціями та зустрічами керівництва держави з функціонерами НАТО.

Природно, описані результати досліджень можуть використатися не тільки для наведеного тематичного інформаційного каналу. Свого дослідження чекають кластери, породжувані у відповідності й з іншими принципами, наприклад, близькими по напрямкам джерелами інформації (Web-сайтами, мережними ЗМІ, «живими журналами» тощо).

Програмно-технологічні рішення, що базуються на сучасних статистичних методах, надають структурований огляд інформації щодо суспільних процесів, забезпечують високий рівень об'єктивності і неупередженості при підготовці і прийнятті рішень внаслідок отримання, врахування і обробки великих масивів інформації за визначеною темою.

Разом з тим для прийняття будь-яких серйозних рішень, у тому числі, пов'язаних з євроатлантичною інтеграцією, необхідне використання комплексних систем, що дозволяють компонувати та узагальнювати отриману з різних джерел інформацію щодо об'єкта досліджень.

Складні та відповідальні завдання щодо підготовки і прийняття рішень на сучасному етапі розвитку України, прагнення України „вписатися” у сучасний світовий простір, в тому числі і в євроатлантичному напрямі, вимагають серйозного опрацювання та інформаційної підтримки, для забезпечення якої необхідна обробка широкого спектра інформаційних джерел, значна частина з яких у даний час представлені в мережі Інтернет.

Список літератури

1. Фурашев В.М., Ланде Д.В., Григор'єв О.М., Фурашев О.В. Електронне інформаційне суспільство України: погляд у сьогодення і майбутнє: Монографія. – К.: Преса України, 2005. – 166 с.
2. Современные информационные потоки: актуальная проблематика / С.М.Брайчевський, Д.В.Ландэ // Научно-техническая информация. Сер. 1, 2005. - № 11. - С. 21-33
3. Ланде Д.В., Фурашев В.М., Григор'єв О.М. Програмно-апаратний комплекс інформаційної підтримки прийняття рішень: Науково-методичний посібник. - Київ: Інжиніринг, 2006. – 48 с.
4. Fractal geometry of information space as represented by cocitation clustering / Van Raan A. F. J. // Scientometrics. -1991. – Vol. 20, № 3. – P. 439-449.
5. Федер Е. Фракталы / -М.: Мир, 1991, -254 с.
6. Ландэ Д.В. Поиск знаний в Internet. Профессиональная работа. - М.: "Вильямс", 2005. - 272 с.
7. Стохастические фракталы в Информатике / Иванов С.А. // Научно-техническая информация. Сер. 2, 2002. - № 8. - С. 7-18
8. Статистический анализ документальных информационных потоков. / Иванов С.А., Круковская Н.В. // Научно-техническая информация. Информ. Процессы и системы. Сер. 2. – 2004. - № 2. – С. 11-14.

Разработка многокритериальной модели штамповки коробчатых деталей из листа эластичной среды

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

Процесс превращения плоской листовой заготовки в полую деталь коробчатой формы (прямоугольную, криволинейную, несимметричную) давлением эластичной среды является сложным и недостаточно изученным. Существуют две основные схемы приложения деформирующих сил к заготовке - когда носителем формы детали является жесткий пуансон, а деформирующее усилие передается со стороны эластичной матрицы; когда носителем формы детали является жесткая матрица, а деформирующее усилие передается со стороны эластичного пуансона. Для получения возможности влияния на уменьшение объемов производственного брака и определения рациональных режимов деформирования заготовки, необходимо наличие количественной оценки технологического процесса по предварительно выбранным технологическим критериям, к которым относят: количество переходов, величины коэффициентов вытяжки, усилия вытяжки, размеры и форму заготовки.

Одними из основных видов производственного брака коробчатых деталей, помимо нарушения сплошности материала, являются отклонения по размерам стенок, фланца и дна детали вследствие неоднородности напряженно-деформированного состояния (НДС) различных ее участков. Повышения точности изготовления можно достичь изменением конструкции детали (в основном применением ребер жесткости и увеличением радиусов закругления), конструкции штампа либо параметров технологического процесса [1]. Последние два аспекта являются наиболее значимыми, поскольку изменение конструкции изделия не всегда возможно. Имея в распоряжении численную модель процесса создания детали с предварительно оговоренной геометрией, способную с достаточной степенью точности прогнозировать поведение заготовки в процессе ее деформирования, можно определить оптимальную с точки зрения качества получаемой детали конструкцию инструмента, а также оптимальные параметры технологического процесса без постановки реального физического эксперимента.

Для достижения *определенной* степени соответствия модельного процесса реальному при прогнозировании поведения деформируемой заготовки (определении НДС в обозначенный момент времени), необходимо на основе априорной информации выделить и адекватно учесть *наиболее значимые* технологические параметры, влияющие на процесс формообразования исходной заготовки (*при необходимости* возможно введение дополнительных параметров, влияние которых на рассматриваемые процессы до этого учитывалось частично, либо не учитывалось вообще), и, далее, провести анализ разрабатываемой модели на качественное и количественное соответствие физической реакции при изменении величин выбранных параметров опытным данным. Такими параметрами могут быть механические свойства материала входящих в систему элементов, силы трения (и вызываемые ими тепловые явления), условия нагружения и др.

Разрабатываемая конечно-элементная (КЭ) модель процесса вытяжки (по одной из вышеприведенных схем деформирования) коробчатой детали из

листовой заготовки эластичной средой будет представлять собой технологическую систему следующего вида: *жесткий носитель формы детали* (в моделируемом процессе жесткий носитель формы фактически представляется лишь в виде геометрического граничного условия, однако, при соответствующем изменении, возможно его полное включение в процесс) – *упругопластическая листовая заготовка – упругий элемент, передающий деформирующее усилие* с соответствующим описанием геометрических границ. Задача решается в трехмерной постановке. Описанные геометрические зоны дискретизированы соответствующими конечными элементами (позволяющими смоделировать утонение и разрыв), плотность которых определяется при верификации задачи. Узлы жесткого носителя формы детали лишены всех степеней свободы. Упругопластическая листовая заготовка свободно оперта на жесткий элемент. Узлы элементных сторон упругого элемента, описывающих боковую поверхность и сторону, противоположную поверхности, контактирующей с заготовкой, лишены возможности периферийного перемещения (моделирование внутренней поверхности контейнера, содержащего передающую среду). Свойства конечных элементов, отражающих физику материала заготовки, эластичной среды, условия контакта и нагружения, описываются на основании априорных технологических параметров, представленных ниже.

Распределение нормального давления, передаваемого эластичной средой на заготовку. При проектировании формообразующих операций листовой штамповки эластичными средам обычно принимают допущение о равномерности давления, прилагаемого к заготовке со стороны деформирующей среды [2]. Однако, это допущение приемлемо лишь при штамповке относительно неглубоких деталей при высоких давлениях эластичной среды. В остальных случаях использование этого допущения требует дополнительного экспериментального обоснования. Предложенная в работе [4] экспериментально-расчетная методика определения давления со стороны эластичной среды на поверхность заготовки, основанная на экспериментально установленном распределении деформаций, позволяет определить закон распределения нормального давления непосредственно в процессе формообразования заготовки. В настоящей работе предлагается давление эластичной среды, действующее на заготовку, прикладывать не в виде определенных зависимостей, а непосредственно через соответствующее во времени перемещение (задача решается в квазистатической постановке) узлов конечных элементов эластичного блока, описывающих сторону, противоположную зоне контакта. Для качественного описания поведения эластичного блока на границах раздела сред «эластичный блок» - «контейнер» в качестве граничного условия вводится сила трения, тормозящая радиальное и осевое перемещение материала среды эластичного блока. Учет этих параметров позволит качественно описать двумерную функцию давления, зависящую от времени, и изменение жесткости передающей среды в процессе деформирования.

Анализ напряжений, возникающих в зонах, находящихся на периферии упругого элемента рассматриваемой системы, позволит определить закон распределения и максимальную величину давления, действующего со стороны эластичной среды на контейнер, что в свою очередь позволит сформулировать требования к прочности для этого элемента оснастки.

Верификацию модели, отражающей передачу давления на деформируемую заготовку через промежуточный элемент, предлагается провести на основе

результатов моделирования процесса штамповки тестовой детали, для которой имеются значения передаваемых эластичным элементом давлений.

Механические свойства материала заготовки описываются посредством задания кривой течения металла в виде степенного закона упрочнения. Анизотропия механических свойств материала заготовки существенно влияет на технологические режимы вытяжки. Вытяжка коробчатых деталей из анизотропного проката сопровождается образованием фестонов, разнотолщинности стенок изделия, при этом характерна зависимость силовых и деформационных параметров, предельных степеней вытяжки от положения заготовки относительно рабочего контура носителя формы. В силу этих причин при расчете технологических процессов вытяжки коробчатых изделий необходимо учитывать анизотропию исходного листа для определения оптимальных геометрических параметров заготовки и ее ориентации относительно направления осей анизотропии, обеспечивающих получение детали с ровными краями, уменьшающих технологические усилия и увеличивающих степени вытяжки [9]. Верификацию численной модели предлагается провести на вытяжке из анизотропного листа цилиндрического стакана, для которого имеются опытные данные; верификационным критерием будет являться соответствие с заданной допустимой величиной отклонения смоделированных деформаций действительным.

Учет сил трения. Возможности использования способности листового материала к пластическим деформациям при формообразовании деталей из листа, качество штампуемых деталей, стойкость инструмента, а также производительность в значительной степени определяются внешним трением между обрабатываемым материалом и инструментом. В зависимости от качества смазки и скорости штамповки (последняя в модели описывается особо) силы трения могут составлять значительную часть величины усилия полезного объемно-пластического деформирования. Поэтому, от качественного описания закона трения (и его параметров) в разрабатываемой модели в значительной мере зависит надежность проектирования всей операции. В расчетах операций холодной листовой штамповки обычно пользуются средним коэффициентом трения в очаге деформации, определяемым как отношение интенсивности сил контактного трения к величине нормального давления. В разрабатываемой модели будет использован закон трения Амонтона - Кулона, уточненный при помощи поправочного коэффициента, величина которого будет определена исходя из анализа теплового эффекта, вызываемого трением.

Тепловые явления, возникающие в процессе соприкосновения элементов рассматриваемой системы, являются следствием влияния скорости на сопротивление деформированию. Температура заготовки, развивающаяся в процессе деформирования, не настолько высока, чтобы привести к устранению возникающего в заготовке упрочнения. Однако она может резко изменить условия работы смазочного слоя, поскольку с изменением температуры изменяется его оптимальная вязкость [2].

Верификация тепловой реакции модели может быть произведена по распределению поля температур полученной детали (имеются опытные данные) исходя из установленной (рассматривается ниже) работы деформирования и известной начальной температуры входящих в систему элементов.

Окончательную верификацию кинематики деформирования предполагается проводить на основе рекомендаций работ [3, 5, 6, 7], где изложены

экспериментально полученные данные по вытяжке из листовых заготовок деталей коробчатой и цилиндрической формы эластичными и жесткими средами.

На базе разрабатываемой численной модели возможно проведение количественной оценки процесса по нижеприведенным технологическим критериям.

Определение размеров и формы заготовки. После того, как математическая модель процесса пройдет процесс верификации, можно будет с достаточной степенью точности прогнозировать геометрические и механические изменения, происходящие в деформируемой заготовке. Зная, как именно должна выглядеть окончательная «идеальная» деталь, которая в первом приближении будет получена из листа фактически произвольных (заведомо больших) размеров, можно будет построить траектории движения отдельных точек произвольной заготовки, взятых, однако, с контура «идеальной» детали. Таким образом, имея в распоряжении траектории движения всех (с учетом принятой дискретизации) точек контура детали, можно построить контур заготовки, но уже не с произвольными, а конкретными размерами. Далее, поскольку при переходе от произвольной заготовки к заготовке строго описанной, жесткость системы все же будет нарушена и полного соответствия между «идеальной» деталью и заготовкой, полученной при динамическом разворачивании, не будет, методом последовательных приближений можно будет установить окончательную геометрию заготовки. Полученную таким образом конечную геометрию необходимо будет согласовать с геометрией, рассчитанной по принятым в производственной и научной практике зависимостям [5].

Определение количества переходов и коэффициентов вытяжки. Мощным инструментом оценки возможности бездефектного изготовления изделий является использование диаграмм предельной формоустойчивости (ДПФ), отражающих предельные сочетания двух главных логарифмических деформаций, действующих в заготовке. ДПФ для большинства формообразующих операций, реализуемых с применением эластичных сред, представляется в виде диаграммы предельных деформаций (ДПД), определяющей начало локализации пластической деформации. Применение ДПД (в сравнении с коэффициентами вытяжки) позволяет существенно повысить точность прогнозирования появления дефектов, значительно сокращает число отладочных экспериментов. Рассчитав величины критических деформаций в опасном сечении детали и нанеся поле «параметр вида деформированного состояния» - «деформация» на ДПФ, можно оценить возможность реализации проектируемой операции за один переход. Если поле деформаций заготовки располагается ниже ДПФ, то опасность появления брака отсутствует, и процесс может быть осуществлен за один переход. В случае расположения отдельных точек этого поля на предельной кривой, возможно начало локализации пластической деформации. Если фронт деформаций пересекает ДПФ, то при реализации операции возможно появление признаков брака [8].

Имеющиеся для построения ДПФ данные позволят проверить соответствие возможности формообразования детали за один переход для тестового случая. В общем же случае при помощи ДПФ можно будет уточнить технологические зоны первого перехода рассматриваемой операции, получить предельные коэффициенты вытяжки за один переход, определить количество переходов.

Определение усилия и работы вытяжки. Усилие вытяжки является величиной переменной во времени. Точное аналитическое количественное и

качественное описание кривой «усилие» - «ход инструмента» сопряжено с трудностями, вызываемыми при определении НДС заготовки на различных временных отрезках. Поскольку усилие напрямую зависит от величины напряжений, действующих в заготовке, для количественной оценки процесса и качественной оценки модели его определение предлагается проводить напрямую по модельным данным. Получив модельную кривую «усилие» - «ход инструмента» можно определить действительную работу вытяжки. Управление величинами усилия и работы вытяжки осуществляется посредством изменения НДС *соответствующих* зон рассматриваемой технологической системы (изменение НДС осуществляется варьированием технологических параметров, начальных и граничных условий *рассматриваемой* зоны).

Разрабатываемая численная модель процесса в рамках оговоренных выше условий позволит осуществить следующее:

с научной точки зрения при помощи регрессионного анализа возможно получение строгих зависимостей (а, как следствие, и оптимизации) между геометрическими и технологическими параметрами рассматриваемой технологической системы, взаимное влияние на процесс которых ранее рассматривалось недостаточно, либо не рассматривалось вообще;

с практической точки зрения при помощи полученной модели можно будет сформулировать строгие рекомендации к оборудованию, оснастке, технологическим режимам и условиям для рассматриваемого технологического процесса в удобном для производства виде.

Список литературы

1. Жарков В.А. Повышение точности коробчатых деталей, изготавливаемых вытяжкой листовых материалов // КШП. ОМД. 1991. №7. С.7–11.
2. Исаченков Е.И. Штамповка резиной и жидкостью. М.: Машгиз, 1962. – 328 с.
3. Нестеренко А.В., Томилов М.Ф. Расчет кинематики деформирования при вытяжке коробчатых деталей из листа // КШП. ОМД. 1997. №3. С.9–10.
4. Попов С.П., Томилов М.Ф., Шагунов А.В. Определение коэффициента трения и распределения давления при листовой штамповке эластичными средами // КШП. ОМД. 1999. №3. С.13–16.
5. Романовский В.П. Справочник по холодной штамповке. Л.: Машиностроение, 1971. – 782 с.
6. Томилов М.Ф., Попов С.П., Томилов Ф.Х. Математическое моделирование операции вытяжки эластичной средой коробчатых деталей из листа // КШП. ОМД. 2002. №7. С.34–38.
7. Томилов М.Ф., Попов С.П., Томилов Ф.Х., Шагунов А.В. Кинематика деформирования и технологические отказы при вытяжке эластичной средой коробчатых деталей // КШП. ОМД. 2001. №5. С.9–11.
8. Томилов М.Ф., Попов С.П., Шагунов А.В., Томилов Ф.Х. Прогнозирование технологических отказов при формообразовании эластичными средами деталей из листа // КШП. ОМД. 2000. №11. С.3–7.
9. Чудин В.Н., Яковлев Б.С. Влияние плоскостной анизотропии на процесс вытяжки коробчатых изделий // КШП. ОМД. 2003. №5. С.8–11.

Трехмерное имитационное моделирование газодинамических процессов в СПД в предпусковом состоянии

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

Современные тенденции развития ракетно-космических технологий предполагают расширение областей применения электрореактивных двигателей, причем одним из наиболее быстро развивающихся направлений является разработка и применение холловских двигателей малой мощности. Такие двигатели обладают рядом преимуществ по сравнению с остальными типами электрореактивных двигателей: они проще в разработке, имеют широкие диапазоны варьирования выходных параметров, высокий КПД, а также хорошие массогабаритные характеристики. Именно поэтому их часто используют в системах коррекции орбиты космических аппаратов.

При теоретических и прикладных исследованиях холловских двигателей малой тяги необходимо проведение множества дорогостоящих полномасштабных экспериментов. Применение численного моделирования позволяет уменьшить их количество. Современные двумерные модели дают возможность исследовать распределение плотностей и потенциала плазмы, температуры компонентов плазмы, а также распределение частиц в рабочей области при течении рабочего тела, что позволяет предсказывать ресурс, оптимизировать конфигурацию и повышать КПД двигателей [1]. В данной работе предлагается метод расчета кинетических газодинамических параметров тока рабочего тела в канале стационарного плазменного двигателя (СПД) в предпусковом состоянии с использованием дискретно событийной имитационной модели, реализованной в виде программного комплекса.

Для верификации результатов расчетов использован двигатель СПД-20 [2], общий вид которого показан на рис. 1, а геометрические параметры его модели для работы программного комплекса – на рис. 2.

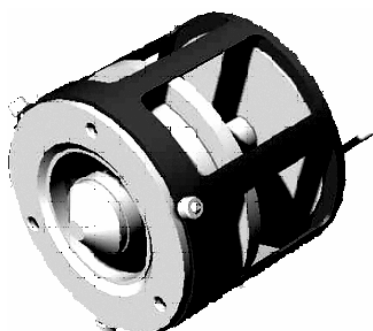


Рис 1. Общий вид СПД-20

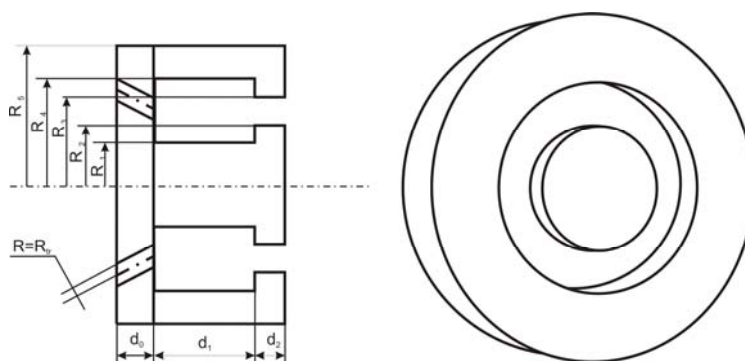


Рис 2. Параметры модели СПД

Характерный размер канала двигателя СПД-20 составляет 2 см. Для выбора метода моделирования необходимо определить вид течения. Для этого оценим длину свободного пробега частицы ксенона при расходе $0.3 \frac{\text{мг}}{\text{с}}$. При

таким расходе характерная концентрация ксенона в канале равна $2.5 \cdot 10^{19} \text{ 1/м}^3$. Радиус Ван-дер-Ваальса для ксенона равен $416 \cdot 10^{-12} \text{ м}$ [3]. Расчет длины свободного пробега будем вести по формуле [13]

$$\langle \lambda \rangle = \frac{1}{\sqrt{2} \cdot \pi \cdot d^2 \cdot n}, \quad (1)$$

где d – реальный диаметр частицы;
 n – реальная концентрация.

Таким образом, оценка длины свободного пробега частицы ксенона в канале СПД-20 в предпусковом состоянии составляет 2 см. Следовательно, число Кнудсена [3] при течении в канале СПД-20 для этого вида течения равно единице. Согласно диаграмме Ченя [4], показанной на рис.3, это течение является течением со скольжением.

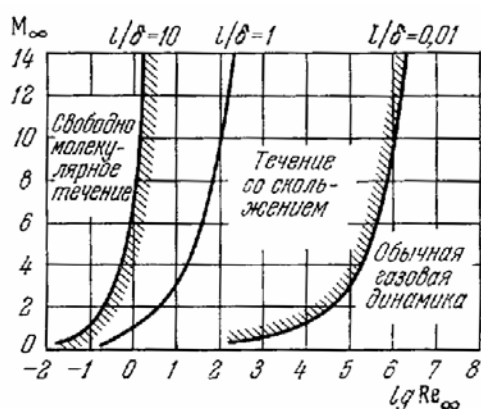


Рис 3. Диаграмма Ченя

Согласно [4], применение расчетов с использованием уравнения Навье-Стокса для этого типа течения связано с определенными трудностями. Другим методом моделирования течений со скольжением является метод молекулярной динамики, в котором использовано представление газа в виде совокупности модельных частиц [5]. В настоящее время этот метод редко применяют на практике без упрощений и допущений, что обусловлено огромным объемом необходимых вычислений; однако использование алгоритмического обеспечения БА-модели [9] позволяет получить практически полезные результаты при расчетах с помощью непосредственной реализации этого метода на ПК среднего уровня.

Существуют два основных подхода к моделированию газа с использованием модели твердых сфер [6]:

- дискретно-временное моделирование;
- дискретно-событийное моделирование.

Дискретно-временное моделирование заключается в том, что перемещение все модельные частицы исследуемого газа перемещаются на определенное заранее заданное время. После чего проводится поиск пересечений частиц, моделируются взаимодействия. Этот метод применяется при Прямом Моделировании Монте-Карло (ПММК) [7]. Основным недостатком ПММК является зависимость качества моделирования от выбора шага дискретизации по времени, причем при уменьшении шага время моделирования существенно возрастает. К тому же использование ПММК вносит неустранимые погрешности в результат

моделирования из-за априорности статистических распределений, применяемых при моделировании.

При использовании дискретно-событийного подхода к моделированию газодинамических процессов методом твердых сфер весь набор частиц рассматривается как система, в которой выделяются такие определенные события[8]:

- взаимодействие частицы со стенкой моделируемой области;
- взаимодействие частицы с частицей;
- взаимодействие частицы с границей области моделирования;
- событие расчета характеристик газового потока;
- событие влета частицы в систему.

Каждое событие представляется в виде тройки из времени наступления события, частицы, с которой оно связано, и ее партнера: стенки, границы или другой частицы [9]:

$$\text{Событие} \Rightarrow \langle t, P, A \rangle, \quad (2)$$

где t – время наступления события;

P – частица, с которой оно связано;

A – партнер частицы: стенка, граница или другая частица.

Время наступления события столкновения частиц и скорости разлета рассчитываются согласно [8].

Использование дискретно-событийного подхода к моделированию приводит к необходимости определения следующих основных понятий [6]:

- поток моделирования;
- дисциплина очереди событий.

Поток моделирования [6] определяется такой последовательностью:

1. Определение текущего события как события с минимальным временем наступления.
2. Расчет новых скоростей частиц, связанных с текущим событием.
3. Расчет новых событий для частиц, связанных с текущим событием.

При использовании событийного подхода необходимо на каждом шаге моделирования рассчитывать ближайшее по времени событие для частиц, связанных с текущим событием. Таким образом, необходимо проводить полный перебор всех частиц системы, а также всех границ обтекаемого объекта. При полном переборе для поиска частицы, с которой произойдет соударение, потребуется время, которое является неприемлемым уже для количества частиц порядка сотен. Для ускорения процесса моделирования предлагается построить трехмерную прямоугольную сетку [11] и ввести дополнительные события, связанные с перелетом частицы из ячейки в ячейку [12]. В этом случае для расчета ближайшего события будет проводиться перебор частиц не во всем объеме, а только в ячейках, соседних с текущей ячейкой. Построенная сетка играет двоякую роль в оптимизации времени расчетов:

- уменьшается время поиска ближайшего события соударения с частицей;
- уменьшается время поиска ближайшего события соударения со стенкой обтекаемой модели.

Поиск ближайшей границы выполняется только среди границ, принадлежащих ячейке.

Изложенный подход к моделированию газового течения при совместном использовании модели твердых сфер и дискретно-событийной модели позволяет за приемлемое время проводить расчеты с количеством частиц в канале около миллиона, однако реально нам необходимо $6 \cdot 10^{23}$ молекул в одном моле вещества. Для уменьшения этого количества в расчетах используем понятие модельной частицы, т.е. частицы, моделирующей передвижение центра масс определенного количества реальных частиц. Такой подход требует вывода формул преобразования между реальными и модельными параметрами моделируемой системы – формул приведения.

Приведение скорости осуществляется с использованием тепловой скорости ксенона

$$v_m = \frac{v}{v_T}, \quad (3)$$

где v_m – модельная скорость частицы;

v – реальная скорость частицы;

v_T – тепловая скорость.

Расчет тепловой скорости ведется по формуле [13]

$$v_T = \sqrt{\frac{8kT}{\pi m_{Xe}}}, \quad (4)$$

где v_T – тепловая скорость частицы ксенона;

k – постоянная Больцмана;

m_{Xe} – молекулярная масса ксенона;

T – температура ксенона в Кельвинах.

Приведение линейных размеров осуществляется следующим образом:

$$l_m = \frac{l}{l_s}, \quad (5)$$

где l_m – модельные линейные размеры;

l – реальные линейные размеры;

l_s – эталонный линейный размер, принятый равным 1 мм.

Приведение времени осуществляется с использованием времени, которое частица затрачивает на пролет эталонного расстояния с тепловой скоростью:

$$t_m = \frac{t}{t_s} = \frac{t}{l_s / v_T}, \quad (6)$$

где t_m – модельное время;

t – реальное время;

t_s – эталонное время – время, за которое частица пролетает l_s с тепловой скоростью.

Приведение массы выполняется с учетом массы модельной частицы:

$$m_m = \frac{m}{m_3}, \quad (7)$$

где m_m – модельная масса;
 m – реальная масса;
 m_3 – эталонная масса – масса модельной частицы
в кг.

Расчет массы модельной частицы ведется следующим образом:

$$m_3 = \frac{N}{N_m} \cdot m_{Xe}, \quad (8)$$

где N – расход реального количества частиц в единицу реального времени по формуле (9);
 N_m – расход модельного количества частиц в единицу реального времени по формуле (10).

Расход реального количества частиц в единицу реального времени определяется формулой:

$$N = \frac{\dot{m}}{m_{Xe}}, \quad (9)$$

где \dot{m} – реальный массовый расход.

Расчет расхода модельного количества частиц в единицу реального времени ведется согласно следующей формуле:

$$N_m = \frac{1}{t_{\text{влета.р}}} = \frac{1}{t_{\text{влета.м}} \cdot t_3} = \frac{1}{t_{\text{влета.м}} \cdot \frac{l_3}{v_T}}, \quad (10)$$

где $t_{\text{влета.р}}$ – периодичность влета модельных частиц в реальном времени;

$t_{\text{влета.м}}$ – периодичность влета модельных частиц во времени модели.

При моделировании влет частиц в модельную область осуществляется через специальные области впрыска и задается периодичностью влета в модельном времени. По истечении интервала модельного времени с дискретностью $t_{\text{влета.м}}$ в случайной точке области впрыска со случайным номером создается частица с модельной скоростью.

Одной из проблем, решенных в рамках моделирования газового потока в канале СПД, является моделирование впрыска модельных частиц газа в рабочую область. Целью является получение распределения скоростей в области впрыска при моделировании в отличие от его априорного задания в ПММК. При решении этой проблемы опробовано три подхода (рис. 4 - 6) с построением дополнительных камер в областях впрыска. В этих камерах частицы создаются с модельной скоростью, равной приведенной тепловой скорости, и двигаются в направлении выхода с помощью «демонов Максвелла». Для моделирования «демонов Максвелла» использованы плоскости с нормалью, направленной

параллельно оси отверстия впрыска в реальном двигателе. Столкновение с этой плоскостью учитывается, если

$$(\bar{v}, \bar{n}) < 0, \quad (11)$$

где \bar{v} – вектор скорости частицы;
 \bar{n} – вектор нормали к плоскости.

Использование «демонов Максвелла» позволило не только определить основное направление потока движения частиц, но и увеличить скорость расчетов, так как частицы меньше задерживаются в области впрыска и быстрее выходят в рабочую область. Апробированные конфигурации области впрыска показаны на рис. 4-6.



Рис. 4. Область впрыска в виде цилиндра с радиусом, равным радиусу отверстия впрыска реального двигателя



Рис. 5. Область впрыска в виде бутылки с радиусом горлышка, равным радиусу отверстия впрыска реального двигателя

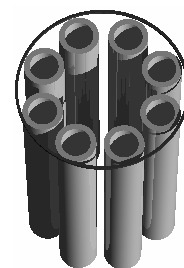


Рис. 6. Область впрыска в виде барабана с радиусом расположения цилиндров, равным радиусу отверстия впрыска реального двигателя

Использование областей впрыска, изображенных на рис. 4 и 5, приводило к тому, что время моделирования в основном уходило на расчеты столкновений частиц внутри области. К тому же при создании частиц в области, изображенной на рис. 4, многие из них при вылете были в состоянии пересечения, что сильно огрубляло модель. Для того, чтобы дать возможность частицам разлететься в разные стороны, эта область была модифицирована в область, изображенную на рис. 5. Однако существенно снизившаяся скорость расчетов показала, что необходимо искать третий путь. Выходом из сложившейся ситуации оказалась область, изображенная на рис. 6, представляющая собой совокупность множества тонких трубок. Стенки трубок позволили создавать множество частиц внутри одной области впрыска с уверенностью в том, что они не пересекутся. В программном комплексе при моделировании используется область впрыска, изображенная на рис. 6.

Расчет средней длины свободного пробега осуществляется по формуле

$$\langle \lambda \rangle = \frac{\sum_{i=0}^{n-1} \lambda_{mi}}{n} \cdot l_3, \quad (12)$$

где n – количество событий, связанных с частицей;
 λ_{mi} – i -я модельная длина свободного пробега частицы.

Длина свободного пробега отдельно взятой частицы рассчитывается как путь, пройденный частицей между двумя столкновениями.

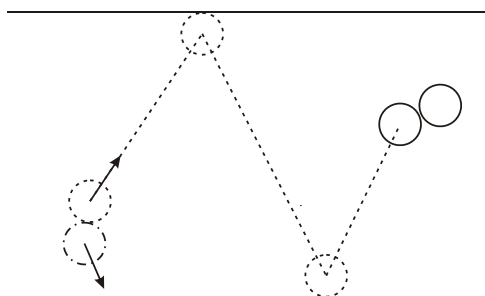


Рис. 7. Длина свободного пробега между двумя столкновениями. Пунктиром обозначен путь, который проходит частица с учетом столкновений с границами области

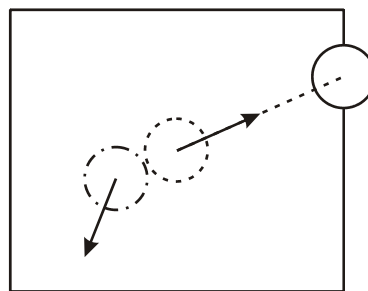


Рис. 8. Длина свободного пробега от столкновения до покидания частицей области моделирования

Расчет локальной длины свободного пробега осуществляется по формуле (1). При этом перерасчет модельной концентрации в реальную осуществляется так:

$$n = \frac{N_V}{V} = \frac{N_{Vm} \cdot N_s}{V_m \cdot l_s^3}, \quad (13)$$

где N_V – количество частиц в реальном объеме V ;

N_{Vm} – количество частиц в модельном объеме V_m ;

N_s – количество реальных частиц, моделируемых одной модельной частицей.

Количество реальных частиц, моделируемых одной модельной частицей, рассчитывается согласно следующему соотношению:

$$N_s = \frac{m_s}{m_{Xe}}. \quad (14)$$

При исследовании течения газового потока необходимо рассчитывать не только интегральные, но и локальные характеристики потока. Для расчета плотности кинетической энергии используется соотношение

$$K = \frac{\left(\sum_i |\bar{P}_i| \right)^2}{V(dV)}, \quad (15)$$

где $V(dV)$ – объем ячейки;

\bar{P}_i – импульс i -й частицы в ячейке;

M – суммарная масса частиц в ячейке.

Характеристикой температуры потока в любой точке течения будем считать плотность тепловой энергии, которая рассчитывается по формуле (16).

$$Q = \frac{\sum_i \frac{m_i \bar{v}_i^2}{2}}{V(dV)} - K. \quad (16)$$

Согласно формуле Кармана [4], локальные числа Маха пропорциональны τ , рассчитываемой по следующей формуле:

$$\tau = \sqrt{\frac{K}{Q}}. \quad (17)$$

При течении газа необходимо учитывать температуру не только самого газа, но и стенок области. Хорошо известен подход, основанный на введении коэффициента аккомодации α_T , который согласно [3] есть мера эффективности энергообмена на поверхности раздела между газом и твердым телом, имеющими различные температуры.

Параметр α_T можно рассматривать как долю тангенциального импульса, передаваемого стенке падающими частицами. При полностью зеркальном отражении $\alpha_T = 0$, а при полностью диффузном $\alpha_T = 1$. Экспериментальная зависимость константы скольжения для длинного цилиндрического стеклянного канала в режиме течения со скольжением от рода газа показана на рис. 9.

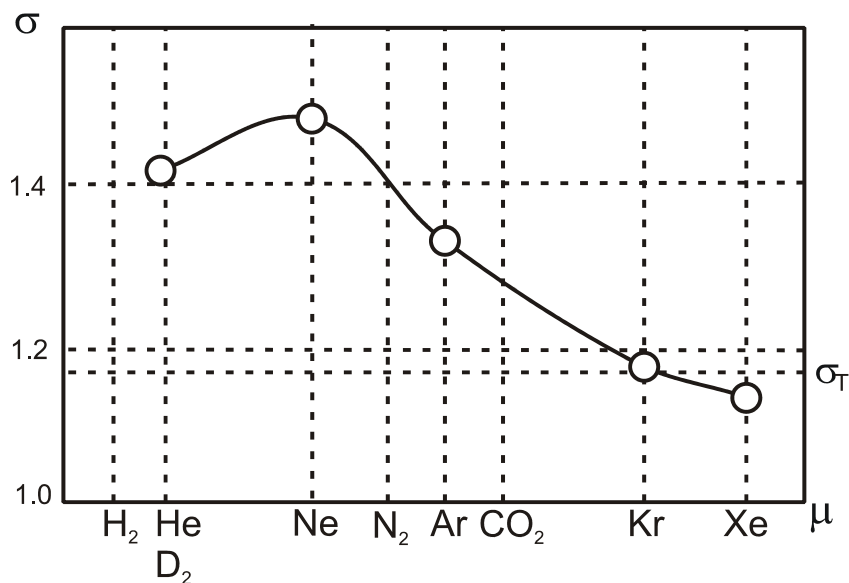


Рис. 9. Экспериментальная зависимость константы скольжения для длинного цилиндрического стеклянного канала в режиме течения со скольжением

Учет коэффициента аккомодации при моделировании ведется с использованием генератора случайных чисел в диапазоне от 0 до 1. Если значение числа больше коэффициента аккомодации, отражение считается зеркальным, если меньше – диффузным. Модельную скорость диффузного отражения можно рассчитать, учитывая тот факт, что при отражении частица сохраняет тангенциальную составляющую скорости $\vec{V}_{||}$, а тепловая составляющая \vec{V}_{\perp} передается частице по нормали к поверхности (рис 10).

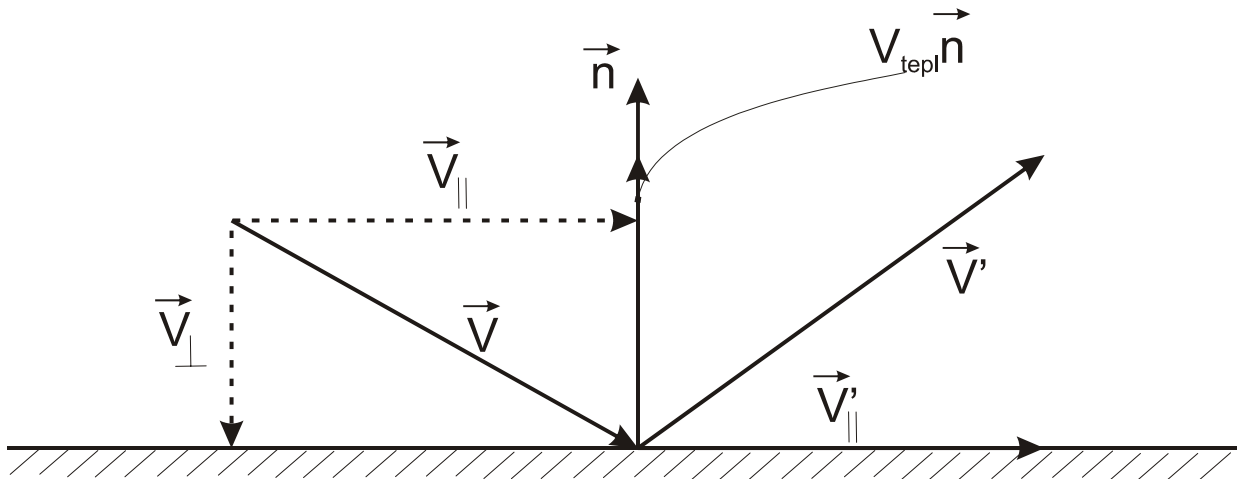


Рис. 10. Графическая интерпретация расчета скорости отражения частицы от стенки канала при диффузном отражении

Таким образом, скорость после соударения рассчитывается как векторная сумма нормальной и тангенциальной скоростей:

$$\vec{V}' = \vec{V}'_{||} + \vec{V}'_{\perp}. \quad (18)$$

Учтем сохранение тангенциальной составляющей скорости до и после соударения с помощью следующих равенств:

$$\vec{V}'_{||} = \vec{V}_{||} = \vec{V} - \vec{V}_{\perp} = \vec{V} - (\vec{V}, \vec{n}) \cdot \vec{n}. \quad (19)$$

Нормальная составляющая рассчитывается исходя из теплового равновесия частицы и стенки канала:

$$\vec{V}'_{\perp} = V_{tepl} \cdot \vec{n}. \quad (20)$$

В формулу (20) входит тепловая скорость V_{tepl} . Это тепловая скорость, которую приобретает частица, приходя в тепловое равновесие со стенкой при диффузном отражении. Учтем формулу (4) для вывода следующего соотношения:

$$\frac{V_{T_1}}{V_{T_2}} = \sqrt{\frac{T_1}{T_2}}, \quad (21)$$

где V_{T_1} – модельная скорость частиц при температуре T_1 ;

V_{T_2} – модельная скорость частиц при температуре T_2 .

Следовательно:

$$V_{tepl} = \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} \cdot V_{T_1}, \quad (22)$$

где T_1 – температура поступающего газа;

T_2 – температура стенки;

V_{T_1} – модельная скорость впрыска газа.

Таким образом, расчет скорости частицы при диффузном отражении от стенки канала ведется по формуле:

$$\vec{V}' = (\vec{V} - (\vec{V}, \vec{n}) \cdot \vec{n}) + \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} \cdot V^{T_1} \cdot \vec{n}. \quad (23)$$

Для описанного метода моделирования проведено обоснование путем постановки численного эксперимента, моделирующего двумерное течение газа без препятствий в прямом канале. На основе этого эксперимента построены гистограммы длины свободного пробега и угла рассеяния в системе центра инерции, которые соответствуют теоретическим [14].

При построении гистограммы распределения угла рассеяния в системе центра инерции получен закон синуса. При этом наиболее вероятным углом разлета частиц в системе центра инерции при соударении получился угол $\frac{\pi}{2}$, что соответствует утверждению, приведенному без доказательств в [3].

Верификация описанного метода моделирования проведена при исследовании падения недорасширенной струи на стенку и приведена в [15]. Осуществлено сравнение положения ударной волны с результатами расчетов, приведенными в [3]. Отношение расстояния от точки впрыска до стенки к расстоянию от точки впрыска до начала области с $M < 1$ в соответствии с [3] равно 1.2857, а при расчете приведенным способом получена величина 1.2702, что показывает достаточно хорошую согласованность результатов.

Длина свободного пробега, как и число Кнудсена, может служить критерием адекватности модели. Таким образом, одним из методов получения адекватной модели при заданном количестве частиц является изменение радиуса частицы до такого значения, при котором модельная длина свободного пробега будет находиться в ε -окрестности реальной длины свободного пробега.

Описанный метод и формулы приведения использованы при моделировании газодинамических процессов СПД-20 в предпусковом состоянии, т.е. исследовано поведение нейтральных частиц. Разработан программный комплекс моделирования, состоящий из двух программ: программы построения триангуляционной модели двигателя и программы моделирования газового потока. Основное окно программы моделирования показано на рис 11.

Исходными параметрами для моделирования являются:

- массовый расход;
- периодичность влета частиц в систему;
- максимальное количество модельных частиц в системе;
- температура поступающего газа;
- температура стенок;
- коэффициент аккомодации;
- радиус модельной частицы.

Максимальное количество частиц в системе и радиус частиц влияют на длину свободного пробега и тягу двигателя (как верификационные параметры).

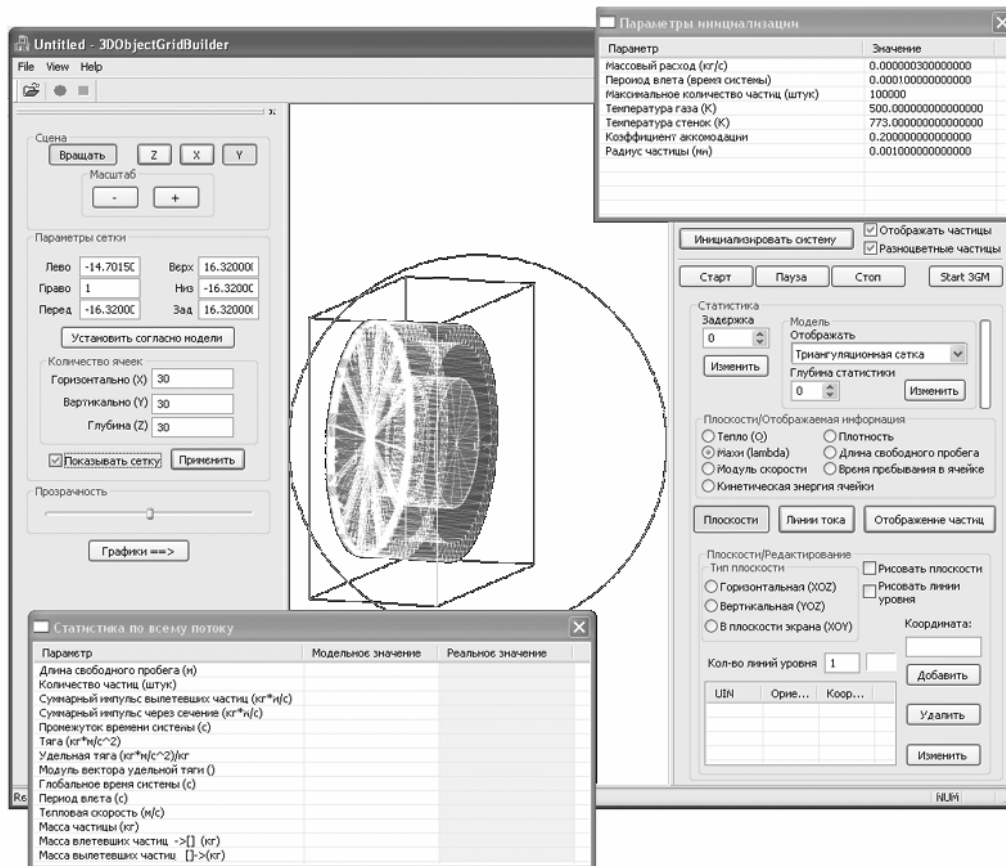


Рис. 11. Основное окно программы моделирования газодинамических процессов СПД-20 в предпусковом состоянии

В процессе верификации модели установлено следующее:

- при моделировании массовый расход на входе в канал двигателя и на выходе из него остается постоянным (с точностью до 0,3%);
- в случае равенства температуры впрыскиваемого газа и температуры стенок выполняется закон сохранения импульса и закон сохранения энергии на входе в канал и выходе из него.

Радиус модельной частицы подбирался экспериментально. Проведено четыре эксперимента с радиусами модельных частиц 10, 7, 4 и 3 мкм и количеством частиц 450000 для 3 мкм и 300000 для остальных радиусов. При изменении радиуса адекватность модели оценивалась по длине свободного пробега, который должен равняться 2 см. Верификация модели проводилась по тяге, которую давал двигатель и распределению концентрации частиц в канале. Расчет тяги осуществляется по формуле (24).

$$F = \frac{|\vec{P}_m|}{M_m \cdot t_m} \cdot v_T \cdot \dot{m}, \quad (24)$$

где \vec{P}_m – суммарный модельный импульс частиц, вылетевших из двигателя за время t_m ,

M_m – суммарная масса частиц, вылетевших из двигателя за время t_m .

Наиболее адекватный результат получен с радиусом модельной частицы 3 мкм и количеством частиц 450000. При этом получены значение тяги двигателя 4 мг и средняя длина свободного пробега 2 см, что соответствует как экспериментально измеренной тяге, так и расчетной длине свободного пробега частицы в канале. Сравнение распределений концентраций ксенона на протяжении канала, рассчитанных предлагаемым методом, с результатами реальных измерений, проведенных предыдущими исследователями для двигателя с той же плотностью потока, проиллюстрировано на рис. 12 и 13.

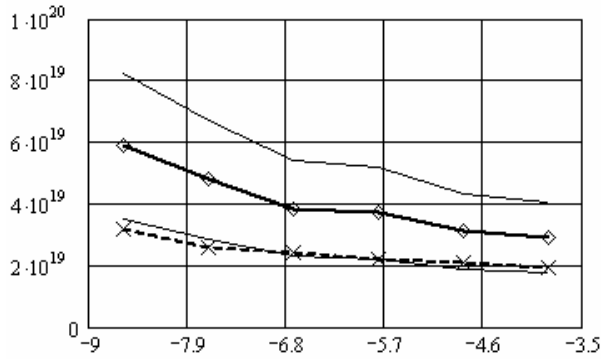


Рис. 12. Распределения для измерений продольно-ориентированным зондом

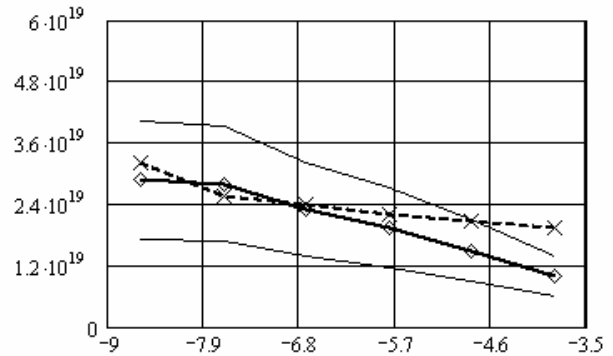


Рис. 13. Распределения для измерений радиально-ориентированным зондом

Сплошные линии на рис. 12 и 13 соответствуют пределам погрешности $\pm 40\%$, линия $\times-\times$ – соответствует расчетной концентрации и линия \diamond – концентрации, полученной в результате измерений. Анализ графиков свидетельствует о соответствии расчетных и измеренных концентраций на протяжении канала.

Построены также картины распределений концентрации ксенона на протяжении канала (рис. 14) и времени пребывания частицы в ячейке (объем ячейки – 250 мкм^3 , рис 15).



Рис. 14. Распределение концентрации ксенона на протяжении канала

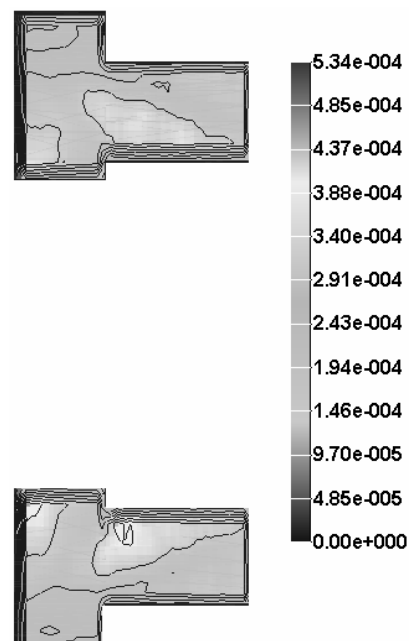


Рис. 15. Распределение времени пребывания частицы в ячейке

Программный комплекс, реализующий описанную методику, позволяет проводить расчет с изменением любого параметра двигателя – от радиуса и угла наклона отверстий впрыска ксенона до массового расхода и температуры двигателя.

Список литературы

1. Sergey V. Irishkov, Oleg A. Gorshkov, Andrey A. Shagayda. Fully Kinetic Modeling of Low-Power Hall Thrusters //The 29th International Electric Propulsion Conference.– Princeton University.–2005.– IEPC-2005-035.–P.1-15
2. Максименко Т.А., Лоян А.В., Кошелев Н.Н. Холловский двигатель малой мощности для систем коррекции орбиты малых мини и микроспутников // X Международный конгресс двигателестроителей, АКТ и Т.–Х:ХАИ.–2005 г.–Вып. №9.–с. 111-115.
3. Берд Г. Молекулярная газовая динамика.–М.:Мир.–1981. – 313 с.
4. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газов.–М: Наука, 1973. – 676 с.
5. Хокни Р., Иствуд Дж. Численное моделирование методом частиц: Пер с англ.–М.:Мир.–1987.– 640 с.
6. Кельтон В., Лоу А., Имитационное моделирование. Классика CS. 3-изд.–СПб.: Питер; Киев: Издательская группа BHV, 2004. – 847 с.
7. Захаров В.В. Параллельное прямое моделирование Монте-Карло неравновесного истечения в вакуум струй газа //Вестник молодых ученых. Серия: «Прикладная математика и механика».–1999, №1. – С. 104-110.
8. Левин С.С., Чернышев Ю.К. Алгоритмизация событийного перемещения частицы в треугольной сетке при имитационном моделировании течения газа //Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии.–Х: ХАИ, 2004.–Вып. 23.– С. 122-128.
9. Левин С.С. Имитационное моделирование с использованием Бинарной автоматной модели //Радиоэлектронные и компьютерные системы.–Х:ХАИ, 2005.– Вып. 2.– С. 69–78
10. Левин С.С. Оценка эффективности бинарной автоматной модели для имитационного моделирования систем с большим количеством взаимодействующих объектов. //Авиационно-космическая техника и технология.–Х:ХАИ, 2005.– Вып. 3/19. – с.77 – 82
11. Левин С.С. Построение трехмерной сетки тока при моделировании течения газа методом твердых сфер с использованием БА-модели //Материалы международной научно-практической видео-интернет конференции «Наука и инновации 2005».– Днепр.: Наука і освіта.–С.51-55
12. Левин С.С. Оптимизация геометрических структур, используемых при учете нежелательных краевых эффектов в подсистемах модельных частиц при имитационном моделировании течения газа //Междунар. науч.-техн. конф. «Информационные компьютерные технологии в машиностроении, ИКТМ 2003».– Х.:ХАИ, 2003 – с. 184.
13. Телеснин Р.В. Молекулярная физика.–М.:Высш. шк.–1965.–291 с.
14. Чернышев Ю.К. Решение задач имитационного моделирования поведения большого количества модельных частиц.//Учебное пособие.–Х.:ХАИ.– 2006.–58 с.
15. Чернышев Ю.К. Применение теории систем для алгоритмизации прямого математического моделирования течения газа. //Двигатели внутреннего сгорания. Х.:НТУ «ХПИ».–2004.– №2(5).–С. 44 – 47

Приводные машины компьютерно-интегрированных технологических процессов

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

Приводами в компьютерно-интегрированных технологиях в ряде случаев удобно использовать двигатели постоянного тока. Эти электрические машины имеют большой пусковой момент, высокую приемистость. Промышленные роботы содержат в себе обычно несколько двигателей постоянного тока, которые позволяют, плавно и ступенчато изменять скорость вращения якоря. Кроме перечисленных преимуществ эти машины имеют существенный недостаток - наличие щеточно-коллекторного узла. Коллекторные двигатели требуют систематического обслуживания, обычно имеют добавочные полюсы, их массово-габаритные характеристики сравнительно невысоки.

В качестве приводных двигателей целесообразно использовать безколлекторные машины постоянного тока. Такие двигатели разработаны и используются в США. Но эти машины основаны на том, что вращающееся магнитное поле создаётся специальным процессором, стоимость которого в несколько раз выше стоимости самого двигателя.

В предлагаемой работе поставлена задача разработки серии специальных бесколлекторных электрических машин для привода в компьютерно-интегрированных производствах без дорогостоящих процессоров.

Ординарная электрическая машина постоянного тока обычно состоит из якоря и статора. Основной магнитный поток пронизывает обмотку якоря и замыкается по станине статора. Это поперечный магнитный поток. Машины эти обычно коллекторные и специалистам известны все недостатки, связанные с наличием коллектора.

В этих машинах, для улучшения коммутации, э.д.с. создаётся движением секций обмотки якоря в поле дополнительных полюсов. Дополнительные полюсы значительно усложняют машину, у двигателя снижается к.п.д. и ухудшаются массово-габаритные характеристики. В таких машинах также имеет место явление «реакции якоря». Для уменьшения влияния якоря кроме дополнительных полюсов используют компенсационные обмотки. Наличие компенсационных обмоток также усложняет машину и снижает ее эффективность.

В работе [1] предложена машина постоянного тока, которая имеет статор и два якоря на независимых валах. При помощи немагнитных и магнитных пластин статора основному магнитному потоку придана следующая конфигурация. Магнитный поток пронизывает обмотку якорей, но немагнитные пластины препятствуют его замыканию поперек основной оси двигателя. Магнитный поток замыкается по ферромагнитным пластинам вдоль оси вала. Машина была спроектирована, изготовлена и испытана. Кроме того, что были получены относительно хорошие рабочие характеристики и высокий к.п.д., была экспериментально доказана работоспособность машины с продольной конфигурацией магнитного потока. Использование продольной конфигурации

магнитного потока позволило разработать серию бесколлекторных машин постоянного тока.

Базовой можно считать машину, предложенную в работе [2]. Машина имеет два ротора и две пары полюсов на статоре. На рис. 1 приведен поперечный разрез со стороны левого и правого ротора.

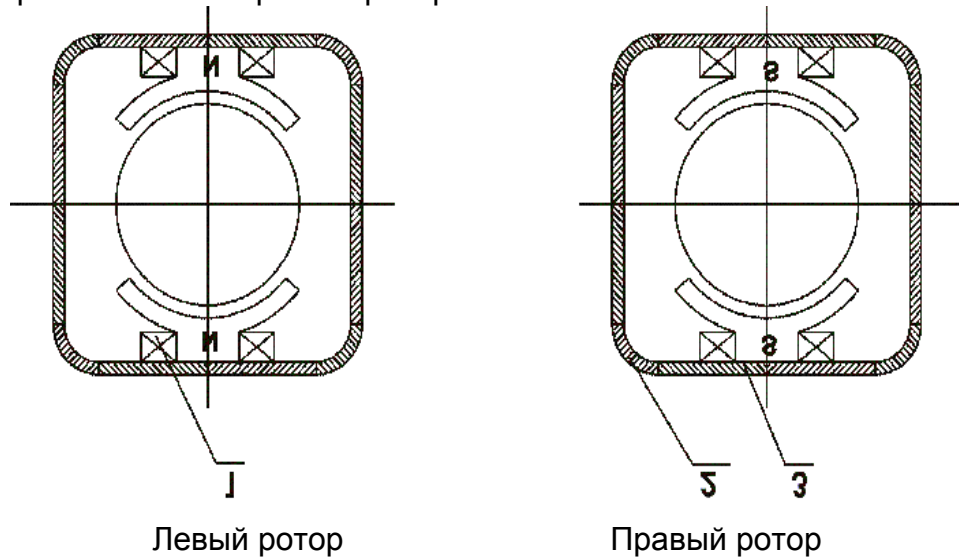


Рис. 1. Поперечный разрез со стороны левого и правого ротора

Обмотка возбуждения 1 обеспечивает необходимую полярность полюсов. Станина имеет немагнитные вставки 2 и магнитные пластины 3.

На рис. 2 приведен продольный разрез машины.

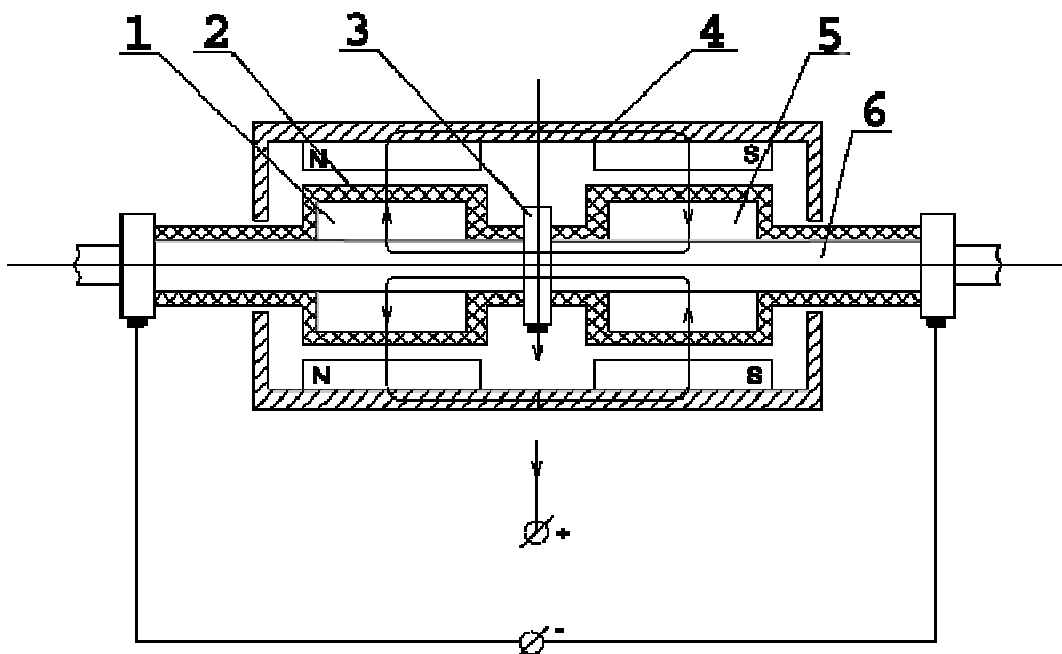


Рис. 2. Продольный разрез машины

Два ротора 1 имеют обмотки 2 типа «белые колесо». Стержни обмоток электрически замкнуты с двух сторон и соединены с тремя контактными кольцами

3. Магнитные потоки 4 являются продольными и замыкаются через магнитные пластины статора, сердечники роторов 5 и ферромагнитный вал 6.

Машина может работать как в режиме двигателя, так и в режиме генератора. В любом случае на обмотку возбуждения подаётся постоянное напряжение и создаётся продольный основной магнитный поток.

Конструкция статора и установленная полярность полюсов обеспечивает то, что в одном роторе поток направлен внутрь машины, а в другом наружу. Если машина работает двигателем, то при помощи щёток и контактных колец на обмотки якорей подаётся постоянное напряжение и в стержнях протекает ток. Благодаря созданной конфигурации магнитного потока, возникающие электромагнитные моменты будут совпадать по направлению, и вал начнёт вращаться. Возможно, как полюсное, так и якорное регулирование скорости вращения.

При работе в генераторном режиме электродвижущая сила снимается щётками с контактных колец.

Машину можно упростить, установив постоянные магниты на статоре [3].

На рис. 3 показана магнитная ориентация постоянных магнитов кольцевого типа 1 со стороны левого и правого роторов.

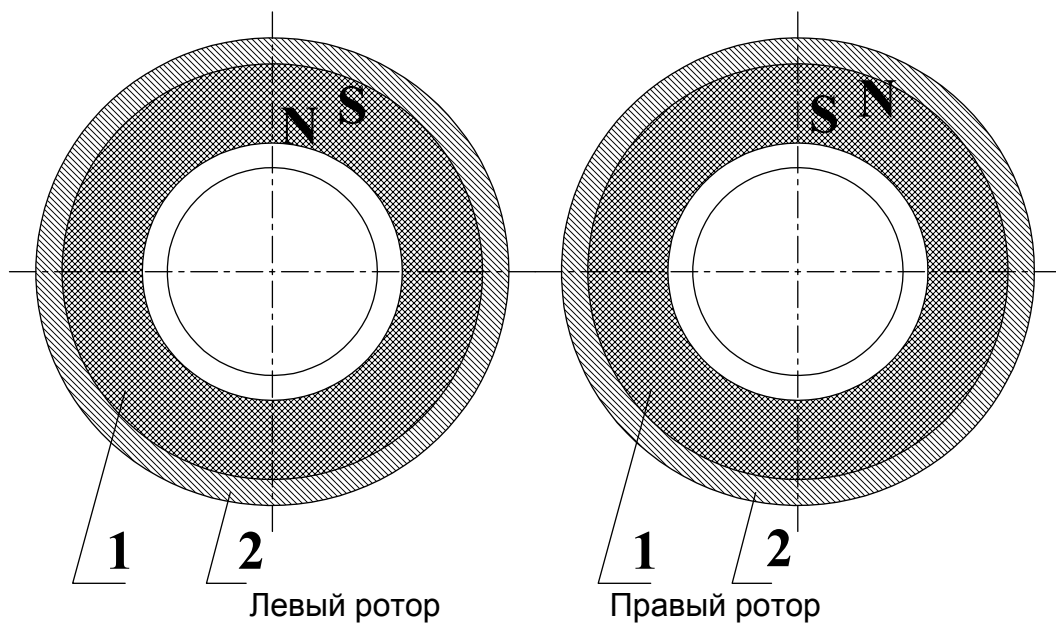


Рис. 3. магнитная ориентация постоянных магнитов кольцевого типа 1 со стороны левого и правого роторов

В этом случае станина статора 2 не должна иметь немагнитных вставок. Недостатком такой машины является отсутствие полюсного регулирования.

В некоторых приводах удобно иметь два вала отбора мощности. Примером могут служить промышленные роботы с несколькими приводными механизмами, соосные самолёты, вертолёты, ветроэлектроустановки. При вращении винтов в противоположные стороны повышается к.п.д. установки на (3...5) %. Кроме того, при вращении валов в противоположные стороны, отсутствует опрокидывающий момент на опорах. Для соосных установок предложена машина с двумя независимыми валами [4].

На рис. 4 приведён продольный разрез машины.

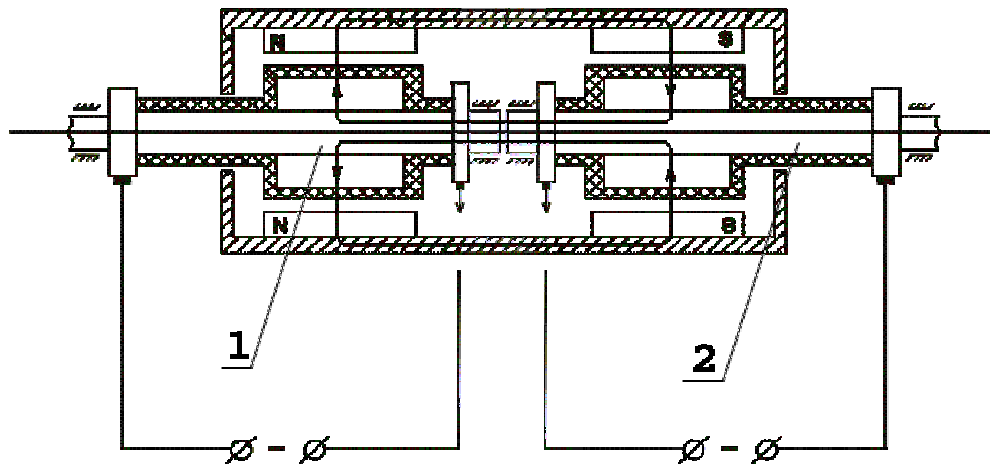


Рис. 4. Продольный разрез машины

Видно, что вал 1 и вал 2 независимы и установлены в отдельных подшипниках. Если машина работает двигателем, то в зависимости от полярности напряжения, валы могут вращаться в одну и ту же сторону или в противоположные стороны.

Можно и далее совершенствовать конструкции подобных машин, используя своеобразную конфигурацию магнитного потока [5]. Предложенная серия электрических машин постоянного тока характеризуется тем, что во всех машинах тем или другим способом создается продольный магнитный поток. Все машины серии имеют по два ротора, которые могут, располагаться на одном валу или быть независимыми. Машины имеют контактные кольца и щетки и лишены щеточно-коллекторных узлов. В этих машинах нет необходимости в установке дополнительных полюсов и компенсационных обмоток, так как явление «реакции якоря» отсутствует.

Выводы

1. Предложена серия бесконтактных электрических машин для приводов компьютерно-интегрированных технологических процессов

Список литературы

1. Грайворонский В.А., Паначевный Б.И., Степанова Г.А., Яковлев А.И. Использование соосности в ветроэнергетике. Сборник научных трудов ХАИ. Открытые информационные и компьютерные технологии, вып.19, 2003.

2. Белан Н.В., Казначеев В.А., Паначевный Б.И., Степанова Г.А., Яковлев А.И. Бесколлекторная машина постоянного тока. Патент Украины, 61339А, опубл. 17.11.2003., Бюл.№11.

3. Грайворонский В.А., Паначевный Б.И., Степанова Г.А., Яковлев А.И. Бесколлекторная машина. Патент Украины, 65374А, опубл. 15.03.2004., Бюл.№3.

4. Грайворонский В.А., Паначевный Б.И., Степанова Г.А., Яковлев А.И. Бесколлекторная двухвальная электрическая машина. Патент Украины, 67969А, опубл. 15.07.2004., Бюл.№7.

5. Грайворонский В.А., Паначевный Б.И., Степанова Г.А., Яковлев А.И. Бесколлекторная двухвальная электрическая машина. Патент Украины, 67961А, опубл. 15.07.2004., Бюл.№7.

Метод визначення працездатності авіаційних операторів на основі аналізу показників ергографії

Національний авіаційний університет

Вступ. Створення Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО), прийняття відповідної Конвенції (Чикаго, 1944 р.) та додатків до неї дало змогу всім країнам світу упорядкувати міжнародні польоти та скоординувати зусилля по контролю за забезпеченням безпеки польотів. У 1992 р. Україна як незалежна держава приєдналася до Чиказької конвенції та взяла на себе обов'язки щодо приведення національного авіаційного законодавства у відповідність до Міжнародних стандартів та Рекомендованої практики ІКАО (SARPS). Реалізацію цих обов'язків закладено в Концепцію розвитку цивільної авіації України, яку було затверджено в 1996 р. Постановою Кабінету Міністрів України. Подальшим розвитком цих положень стала стратегія інтеграції України до Європейського Союзу.

Дійова реалізація фундаментальних концепцій ІКАО потребує удосконалення системи контролю людського фактору в авіаційних системах. Зокрема, актуальною є тема оцінки психофізіологічного стану та прогнозування динаміки працездатності операторів.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Дослідницькі та організаційні роботи по визначенню працездатності операторів проводяться у світі у межах програм ІКАО, метою яких є підтримка ергономіки в усьому світі [1, 2, 3].

Постановка завдання. Думки експертів сходяться у відношенні до важливості людського фактору як основної причини авіаційних подій, але до цього часу не було досягнуто значного прогресу у прийнятті уніфікованого підходу до дослідження його ролі. В країнах-членах ІКАО немає єдиного підходу до використання психофізіологічних методів досліджень, тому кожна авіакомпанія проводить дослідження для розробки власних систем та методик, найбільш конкурентноздатних (прогностичних) у порівнянні з іншими, ці методики є національним надбанням та не публікуються у відкритому друку.

Методи, які використовуються, являються в основному тестами досягнення, відхилення у психофізіологічному стані ними не виявляються. Крім того, робітники часто прагнуть приховати істинну картину свого здоров'я, щоб не втратити роботу, тому слід віддати перевагу інструментальним методам контролю над тестовими. Необхідною умовою для використання методу являється отримання результатів у кількісній формі, що робить можливим застосування математичного аналізу для обробки результатів досліджень.

Метод визначення працездатності авіаційних операторів. Для визначення працездатності обрано ергографію із застосуванням двох різних навантажень, яку запропонував А.О. Кірін. Ергографія – це реєстрація показників дозованої фізичної роботи, що виконується до повної втоми за рахунок рухів обмеженої кількості м'язових груп. Дослідження показали, що при роботі на ергографі працездатність окремого індивідуума залежить від стану соматичного здоров'я, стану психіки, часу доби, тренування, прийому спиртного та фармакологічних засобів, біоритмів, впливу умовних подразників [4].

Ергографічне дослідження дозволяє виявити особливості нервових процесів у руховому аналізаторі, при цьому результати суттєво відрізняються у різних осіб, що дає підстави стверджувати, що ергографічна крива відображає індивідуальні особливості основних властивостей нервової системи. Складний процес дії комплексного пропріоцептивного подразника у певному нав'язаному ритмі можна розглядати як експериментальне моделювання фізіологічних функцій.

Для реєстрації та аналізу ергограм розроблено та реалізовано дослідницький модуль, який включає IBM PC-сумісну ПЕОМ на базі процесору Celeron-600 з багатофункціональною платою розширення ICP DAS-PCI 1002 L, пальцевий ергограф, блок задавання ритму, блок перетворення сигналів та принтер [5].

Для проведення експерименту розроблено програмний комплекс, що включає загальне (ЗПЗ) та спеціальне програмне забезпечення (СПЗ). ЗПЗ являє собою програму опитування каналів плати розширення та обміну даними між платою та робочим середовищем програми. СПЗ включає програми первинної обробки даних та графічного представлення результатів вимірювання. Програма опитування каналів аналогового входу плати написана мовою C++, а СПЗ створене у середовищі програмного пакету "Mat Lab" версії 6.5.

У дослідженні використовуються вантажі 3 кг та 2 кг. Робота виконується за рахунок згинання другого пальця правої руки. Обстежуваному дається завдання синхронно зі спалахуванням лампочки блоку задавання ритму піднімати вантаж з частотою 60 підйомів за одну хвилину. Дослід починається з використання вантажу 3 кг; вантажі замінюють кожні 20 секунд без зупинки. Дослід проводиться до повної втоми обстежуваного.

Під час експерименту реєструється ергограма, на графіку відображається миттєве значення амплітуди переміщення вантажу та дискретний сигнал, що описує включення та відключення лампи таймера блока задавання ритму (рис 1).

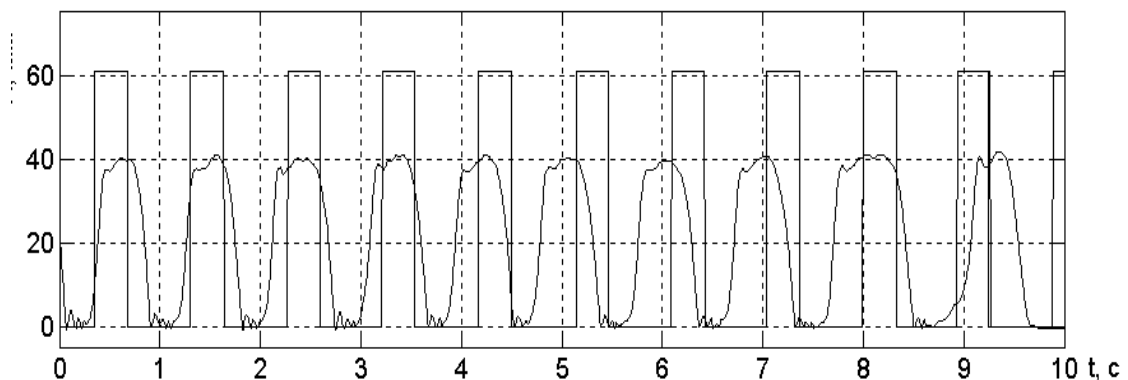


Рис. 1. Ергограма

За даними однократного прийому роботи будується графік – ергографічна крива. По горизонтальній осі відкладається час у секундах, по вертикальній – максимальна амплітуда у підйомі (далі – амплітуда) у міліметрах.

Проводиться обробка ергографічної кривої методом найменших квадратів, Рівняння апроксимації $y = a_1t + a_0$ для вантажу 3 кг та $y = b_1t + b_0$ для вантажу 2 кг позначаються на графіку.

Розроблено шкалу працездатності, яка включає шість рівнів: рівень 1 (підвищена працездатність) та рівень 2 (середня працездатність) означені як рівні

високої працездатності. Рівні 3 (гостра втома), 4 (кумулятивна втома), 5 (хронічна втома) та 6 (виснаження) – це рівні низької працездатності.

Критерії діагностики рівнів працездатності базуються на концепції основних властивостей нервової системи (І.П. Павлов, Б.М. Теплов, В.С. Мерлін, Б.Г. Ананьєв та інші) та законі сили дії подразника (І.М. Сеченов, Н.Є. Введенський та інші). Критерієм віднесення працездатності авіаційного оператора до певного рівня є належність координати точки перетинання ліній лінійного тренда по горизонтальній осі (x) до певного інтервалу.

Критерій 1 (рівень 1, рис.2):

$-\infty < x < -k T \cup (1 + k) T < x < +\infty$, за умов, що $|a_0 - b_0| + |a_1 - b_1| T \leq 4$,
де k – коефіцієнт, значення якого дорівнює 0,5;

T – тривалість однократного прийому роботи;

a_0 та a_1 – коефіцієнти рівняння апроксимації $y = a_1 t + a_0$ для вантажу 3 кг;

b_0 та b_1 – коефіцієнти рівняння апроксимації $y = b_1 t + b_0$ для вантажу 2 кг.

Критерій 2 (рівень 2, рис. 3): ті ж умови, що і для рівня 1, але за умов, що

$|a_0 - b_0| + |a_1 - b_1| T > 4$.

Критерій 3 (рівень 3, рис. 4): $-k T \leq x \leq 0$.

Критерій 4 (рівень 4, рис. 5): $0 < x < T$.

Критерій 5 (рівень 5, рис. 6): $T \leq x \leq (1 + k) T$.

У стані виснаження людина не працездатна і критерій не визначався.

В Українському державному навчально-сертифікаційному центрі цивільної авіації було обстежено 40 членів екіпажів повітряних суден. Виявлено 10 осіб зі зниженими функціональними резервами, працездатність яких відповідала 3-5 рівням. Результати діагностики запропонованим методом підтверджуються результатами тесту “Абітурієнт”, що застосовується для визначення уваги та рухливості нервових процесів [6].

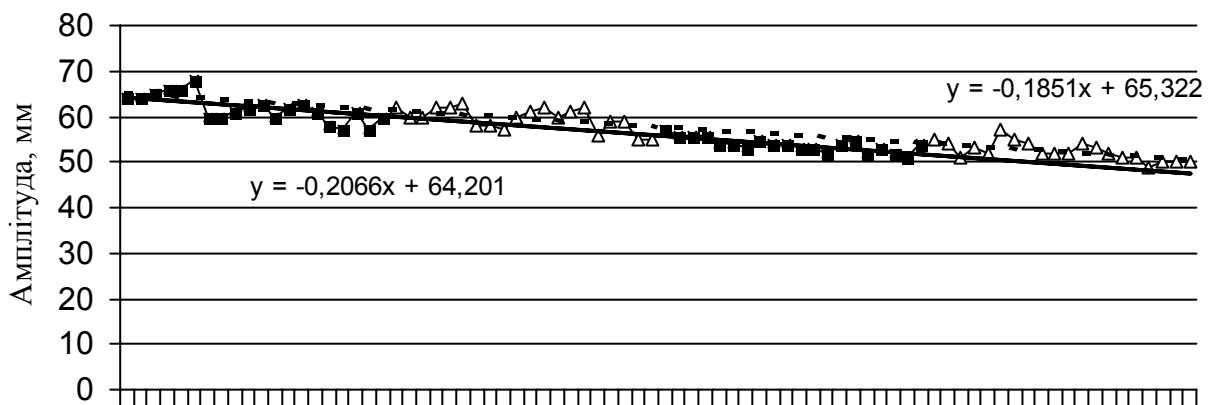


Рис. 2. Ергографічна крива, рівень 1:

Час, с

■ 3кг △ 2кг

— лінія лінійного тренда (3кг);

- - - лінія лінійного тренда (2кг).

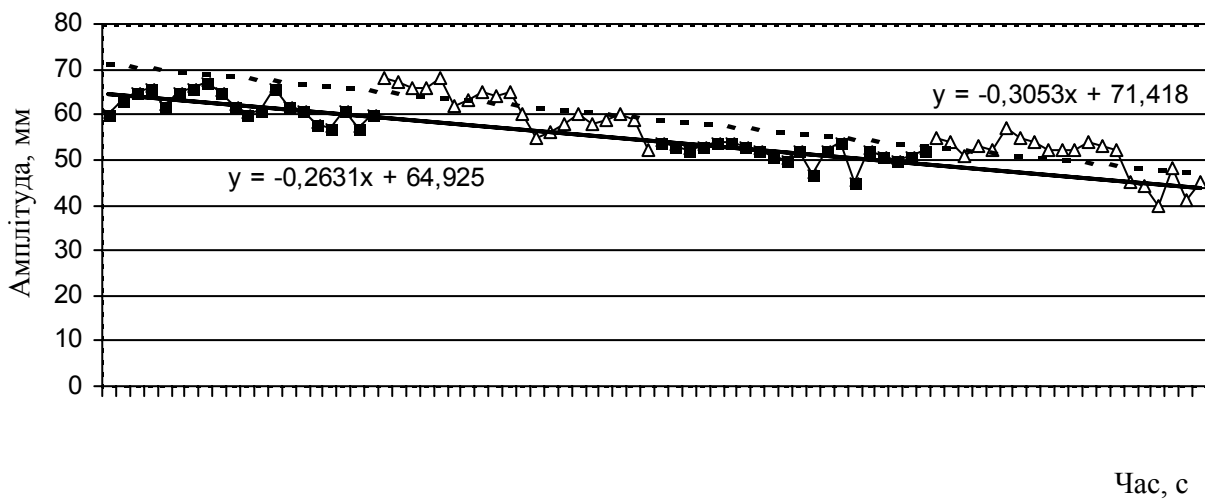


Рис. 3. Ергографічна крива. Рівень 2.

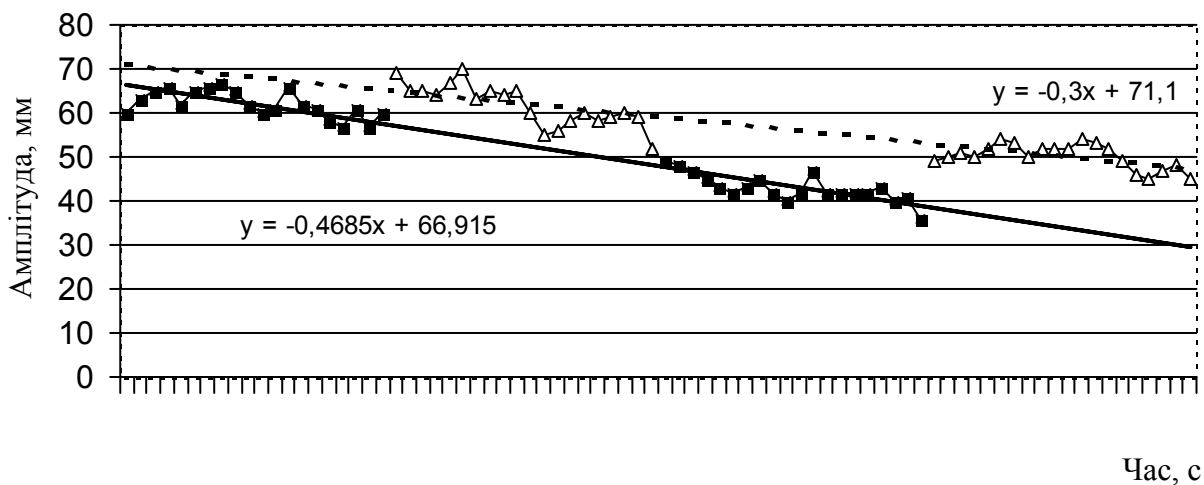


Рис. 4. Ергографічна крива. Рівень 3.

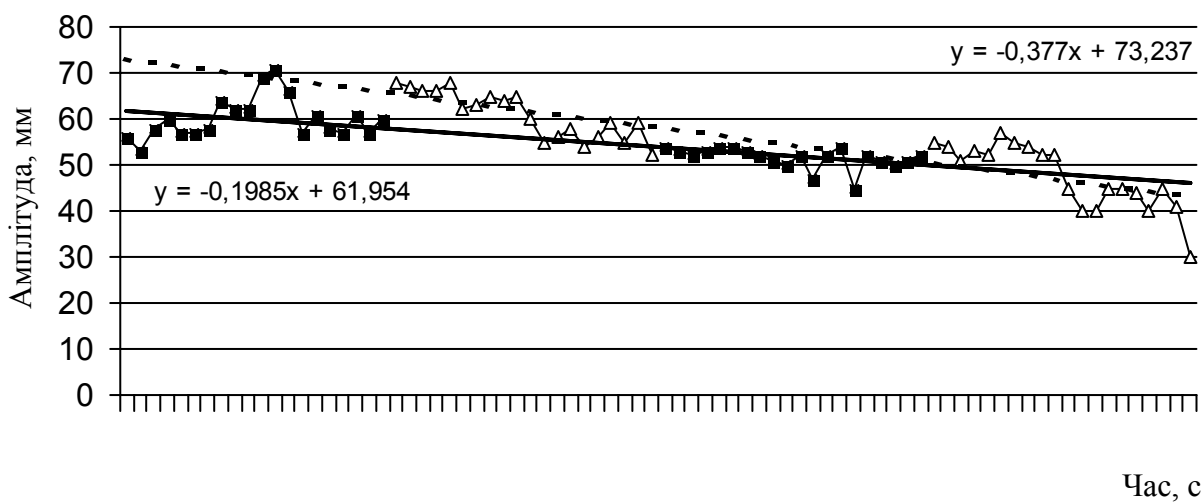


Рис. 5. Ергографічна крива. Рівень 4.

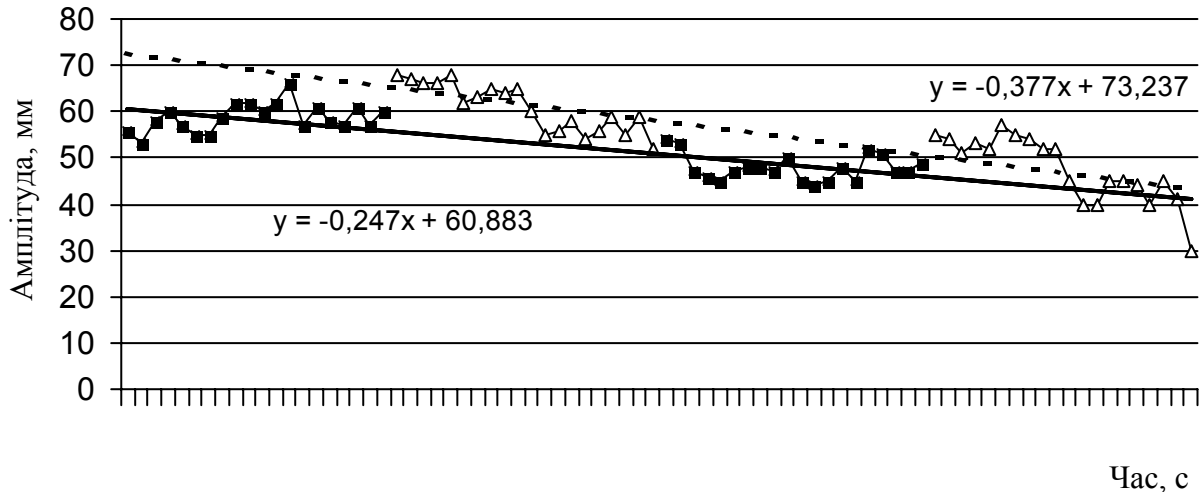


Рис. 6. Ергографічна крива. Рівень 5.

Висновки. Застосування запропонованого методу дає змогу діагностувати стан кумулятивної втоми, при якому суб'єктивне відчуття втоми відсутнє, а також проводити діагностику функціональних станів на рівні гомеостатичних механізмів. Більшість психофізіологічних методів для отримання подібних результатів потребують громіздкого обладнання, великої тривалості обстеження, або інші недоліки, які унеможливають їх застосування для оперативної діагностики працездатності авіаційних операторів. Метод не спирається на попередній досвід суб'єкту, являється об'єктивним, доступним, практичним, не потребує значних матеріальних витрат, дає можливість проведення колективного дослідження з обмеженою кількістю персоналу.

Визначення рівнів працездатності може використовуватись разом з іншими загальноприйнятими психофізіологічними методами при проведенні обстежень, для інтерпретації результатів навчальних тестів, а також для індивідуалізації програм професійної підготовки.

Список літератури

1. Burov O. Operator functional status and the prediction of fitness for duty. Operator Functional State: The Assessment and Prediction of Human Performance Degradation in Complex Tasks. Edited by G. Robert J. Hockey, Anthony W.K. Gallard and O.Burov. NATO Science Series 977821, IOS Press, Amsterdam, Netherlands, 2003-P. 179-196.
2. Фундаментальные концепции человеческого фактора / Человеческий фактор: Сборник материалов №1. – Циркуляр ICAO 216-AN/131. – Монреаль, Канада, 1989. – 34 с.
3. Эргономика / Человеческий фактор: Сборник материалов №6. – Циркуляр ICAO 238- AN / 143. – Монреаль, Канада, 1992. – 46 с.
4. Аксенов О.Б., Кирин А.А. Исследования показателей работоспособности и функционального состояния двигательных центров операторов авиационной эргатической системы // Авиационная эргономика. – К.: КИИГА, 1980. – С.10 –16.
5. Ударцева Т.Є. Автоматизована система визначення працездатності та надійності авіаційних операторів // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Харьков: ХАИ, 2005. – Выпуск 26. – С.176– 180.
6. Ударцева Т.Є. Визначення психофізіологічного стану авіаційних операторів // Вісник НАУ. – 2004. – №2. – С. 91–94.

Анализ актуальных проблем информационной технологии передачи данных при моделировании нагрузок, действующих на конструкцию сложного технического объекта

*Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»*

Постановка проблемы в общем виде. Управление проектными данными является одной из наиболее актуальных проблем, связанных с созданием и эксплуатацией систем документооборота. При этом она наименее разработана. Несмотря на довольно широкое распространение автоматизированных систем управления проектными данными (PDM-систем), до сих пор не удается создать PDM-систему, которая позволила бы полностью исключить из процесса проектирования "бумажные" технологии. Нередко сам процесс проектирования проводится по традиционной "бумажной" технологии с последующим созданием на основе чертежей трехмерных электронных моделей, которые затем размещаются в базе данных (БД) проекта.

На наш взгляд, одна из главных причин такого положения заключается в том, что технология управления проектными данными существенно отличается от традиционных технологий управления данными, на основе которых формируются и эксплуатируются большинство электронных БД. Это связано с тем, что для систем управления проектными данными невозможно заранее описать логическую структуру данных или алгоритмы ее формирования, поскольку создание структуры данных проекта, собственно, и есть проектирование. Таким образом, одной из главных проблем автоматизации проектирования является слабая разработанность технологий проектирования.

Разработка общих технологических схем, отражающих все вопросы проектирования таких сложных технических объектов (ТО), как, например, ЛА, в том числе современных транспортных самолетов – чрезвычайно сложная задача, которая вряд ли будет решена в ближайшем будущем. Однако возможность разработки технологических схем для отдельных элементов процесса проектирования с учетом возможностей современных информационных технологий (ИТ) вполне реальна. При этом в каждом конкретном случае, очень важно правильно определить перечень проблем, что, собственно, и является отправной точкой процесса разработки технологии.

Анализ исследований и публикаций. Публикации, связанные с данной проблемой, можно условно разделить на две группы.

К первой группе относятся работы, посвященные методам определения величин внешних нагрузок, действующих на внешнюю поверхность ТО при различных условиях эксплуатации, в частности, аэродинамических нагрузок [4–9]. При этом общая тематика публикаций остается достаточно традиционной. Широко освещены вопросы повышения точности физического эксперимента или математического моделирования. Опубликовано большое количество исследований, посвященных теоретическим проблемам, связанным с уточнением методик математического анализа полей течений вблизи тел различной формы и при различных условиях.

Публикации, относящиеся ко второй группе, посвящены вопросам автоматизации проектирования сложных ТО [10–17]. Автоматизированное проектирование сложных ТО является сравнительно молодой отраслью человеческой деятельности. Вероятно, поэтому существует сравнительно малое количество специальных публикаций, посвященных вопросам управления процессом автоматизированного проектирования. В их большинстве основное внимание уделяется решению задач управления процессом формирования трехмерных твердотельных моделей деталей и сборок (3D-моделей). Существует также ряд интересных публикаций, посвященных вопросам автоматизации подготовки производства на основе БД 3D-моделей.

Характерной особенностью современного этапа развития PDM-систем является то, что все наиболее известные системы такого рода входят в состав систем автоматизированного проектирования, таких как, CATIA, UNIGRAPHICS, Pro/Engineer, CADD5 [12,13,17]. Все указанные системы автоматизированного проектирования обеспечивают разработку конструкций сложных ТО путем создания 3D-моделей деталей, сборок и агрегатов с последующей генерацией на их основе чертежей, а также файлов для станков с ЧПУ. При этом PDM-системы обеспечивают поддержку необходимых функций управления данными и процессом проектирования. В частности, PDM-системы позволяют формировать гибкую систему атрибутов моделей, что обеспечивает независимость процедуры поиска и вызова моделей от их физических адресов. Поддерживаются развитые функции управления доступом к данным, без которых невозможно функционирование многопользовательских систем обработки и анализа данных. С помощью PDM-систем проводится обмен проектной информацией между отдельными пользователями, а также целыми подразделениями, что, в частности, обеспечивает надежную пространственную увязку элементов конструкции.

Все указанные выше системы автоматизированного проектирования имеют в своем составе вспомогательные расчетные модули, обеспечивающие, в частности, проведение расчетов в целях проверки соответствия отдельных деталей конструкции условиям прочности. Важным преимуществом интеграции проектировочных и расчетных программных модулей в рамках одной системы является существенное упрощение процедуры подготовки исходных данных для формирования структур расчетных моделей. Это связано с тем, что все указанные программные модули поддерживают интерфейс с PDM-системой, входящей в состав соответствующей системы автоматизированного проектирования, в результате чего появляется возможность существенно повысить оперативность расчетов. Однако функциональные возможности встроенных расчетных модулей не позволяют решать задачи анализа напряженно-деформированного состояния сложных конструкций. Кроме того, неизбежно возникает проблема правильного задания нагрузок и условий закрепления моделей, а также корректного регулирования дискретности конечно-элементных моделей (КЭ-моделей), что подразумевает наличие у исполнителей необходимой квалификации в области инженерного прочностного расчета. Поэтому основная сфера их использования – оценочные расчеты фактической прочности отдельных деталей конструкции на заключительных стадиях проектирования.

Общий анализ прочности конструкций сложных технических объектов в настоящее время проводится с помощью специализированных расчетных программных комплексов, таких, как NASTRAN и ANSYS [14]. В отличие от

описанных выше систем автоматизированного проектирования в составе современных прочностных расчетных комплексов нет PDM-систем, поэтому внешний и внутренний обмен данными в рамках этих комплексов осуществляется путем непосредственного обращения к файлам, что создает определенные проблемы при получении данных от других программных комплексов. Одна из таких проблем – моделирование воздействия на конструкцию сложного ТО внешних аэродинамических нагрузок. Главный аспект этой проблемы – несоответствие форматов данных разнородных программ в случае, если нагрузки определяются с помощью программного обеспечения (ПО), не входящего в состав прочностных расчетных комплексов.

В настоящее время делаются попытки решить эту проблему путем объединения в рамках одного расчетного комплекса функций прочностного моделирования и функций численного определения аэродинамических нагрузок. Так, например, до недавнего времени в номенклатуру поставки комплекса NASTRAN входил специальный модуль **CFDesign**, обеспечивающий моделирование поля внешних аэродинамических нагрузок. Однако такой метод лишь частично решает проблему определения нагрузок, необходимых для анализа напряженно-деформированного состояния конструкции сложного ТО. Это связано с тем, что точное определение величин аэродинамических нагрузок, действующих на внешнюю поверхность ТО, является сложной и многогранной проблемой, решение которой выходит далеко за рамки численного моделирования и требует привлечения специалистов, имеющих опыт решения соответствующих задач. В современных проектных организациях, занимающихся разработкой конструкций сложных ТО, вопросы определения величин аэродинамических нагрузок решаются в рамках специализированных информационных систем. При этом чаще всего используется программное обеспечение, не входящее в состав прочностных комплексов и не обеспечивающее непосредственного обмена данными с этими комплексами.

Анализ нерешенных вопросов. Проведенный анализ публикаций показал, что проблемы, связанные с информационной технологией передачи данных, необходимых для моделирования воздействия внешних и внутренних нагрузок на конструкцию сложного ТО, практически не затронуты в современной литературе. Это, вероятно, объясняется тем, что современные системы управления проектными данными (речь идет о PDM-системах) пока не охватывают область, связанную с определением нагрузок. Кроме того, основные прочностные расчетные комплексы, такие, как NASTRAN, также не имеют в своем составе PDM-систем.

Неопределенность указанных проблем не позволяет приступить к разработке информационной технологии передачи данных, необходимых для моделирования воздействия внешних и внутренних нагрузок на конструкцию сложного ТО, что неизбежно приводит к существенному снижению производительности процесса проектирования. Кроме того, несовершенство методов передачи данных, основанных на "бумажных" технологиях, и несогласованность форматов способствуют повышению вероятности появления различных ошибок, что, в конечном счете, снижает качество проектирования.

Целью настоящей работы является определение круга проблем, связанных с разработкой информационной технологии моделирования воздействия внешних нагрузок при проведении анализа прочности конструкций сложных ТО по методу конечных элементов (МКЭ). Рассматриваемые проблемы касаются процесса

обмена данными при определении значений узловых нагрузок для конечно–элементных моделей (КЭ–моделей).

ОСНОВНОЙ МАТЕРИАЛ ИССЛЕДОВАНИЯ

Повышение качества проектирования представляет собой комплексную задачу, включающую в себя целый ряд аспектов, одним из которых является необходимость повышения точности и оперативности прочностных расчетов конструкций проектируемых объектов. В связи с быстрым развитием вычислительной техники и появлением на рынке программных средств новых мощных пакетов (NASTRAN, ANSYS), использующих прогрессивные методики моделирования и расчета, неизменно повышаются требования к точности моделирования конструкций ТО. Одновременно повышаются требования к точности моделирования силовых факторов, действующих на моделируемые конструкции.

ИТ преобразования данных при анализе прочности конструкции сложного ТО по методу конечных элементов. Информационная технология преобразования данных при анализе прочности конструкции сложного ТО по методу конечных элементов включает в себя следующие три основные стадии:

- подготовка исходных данных в виде КЭ–модели исследуемой конструкции;
- расчет напряжений в элементах и перемещений в узлах КЭ–модели;
- построение эпюр и таблиц для исследования напряженно–деформированного состояния (НДС) моделируемой конструкции (анализ распределения напряжений и деформаций, выявление наиболее нагруженных зон и элементов, сравнение уровней расчетных напряжений в элементах с допустимыми).

КЭ–модель конструкции сложного ТО представляет собой множество, включающее в себя следующие массивы данных:

- координаты узлов КЭ–модели;
- топология КЭ–модели;
- условные жесткости конечных элементов;
- условные коды материалов для конечных элементов;
- описание условий закрепления модели;
- массив составляющих векторов узловых нагрузок, моделирующих внешние и внутренние силовые факторы, действующие на исследуемую конструкцию.

Существует два основных метода построения КЭ–моделей.

При исследовании НДС относительно небольших конструкций и подконструкций в настоящее время широко применяют метод, основанный на автоматическом разбиении исследуемой области с использованием объемных конечных элементов. Он позволяет получить подробную картину распределения напряжений и деформаций, что особенно полезно при выявлении зон концентрации напряжений и расчете долговечности конструкций. В то же время такой метод моделирования предполагает достаточную степень проработанности конструкции, при которой уже определены номенклатура деталей и их геометрические параметры. В результате этого отсутствует возможность моделирования конструкции на ранних этапах проектирования, когда не определен перечень деталей и их конфигурация. Кроме того, КЭ–модель, полученная методом автоматического разбиения, имеет высокую степень

дискретности (даже при наиболее грубой разбивке), что особенно чувствуется при моделировании авиационных конструкций, состоящих из сотен тысяч деталей, соединенных еще большим количеством крепежных элементов (болтов, заклепок). В результате становятся нерентабельными МКЭ–расчеты сколько–нибудь крупных сборок, так как для этого требуются чрезвычайно мощные и дорогие ЭВМ, имеющие высокую стоимость машинного часа.

Для исследования общего НДС конструкции сложного ТО в целях оптимизации жесткостных параметров силовых элементов чаще создаются КЭ–модели, состоящие из стержневых и плоских элементов. Такие модели являются более условными, чем описанные выше КЭ–модели, и содержат минимальный набор данных, необходимых для анализа прочности конструкции. Пространственная конфигурация (форма) отдельных деталей при этом не моделируется. Кроме того, такие КЭ–модели имеют существенно меньшую дискретность. Использование упрощенных типов конечных элементов в сочетании с умеренной дискретностью КЭ–модели позволяет существенно экономить ресурсы компьютера при сохранении достаточной точности расчета. Применение в структуре КЭ–модели только стержневых и плоских элементов дает возможность существенно упростить процедуру подбора жесткостей, поскольку изменение жесткостных параметров указанных элементов не влияет на общую пространственную конфигурацию модели.

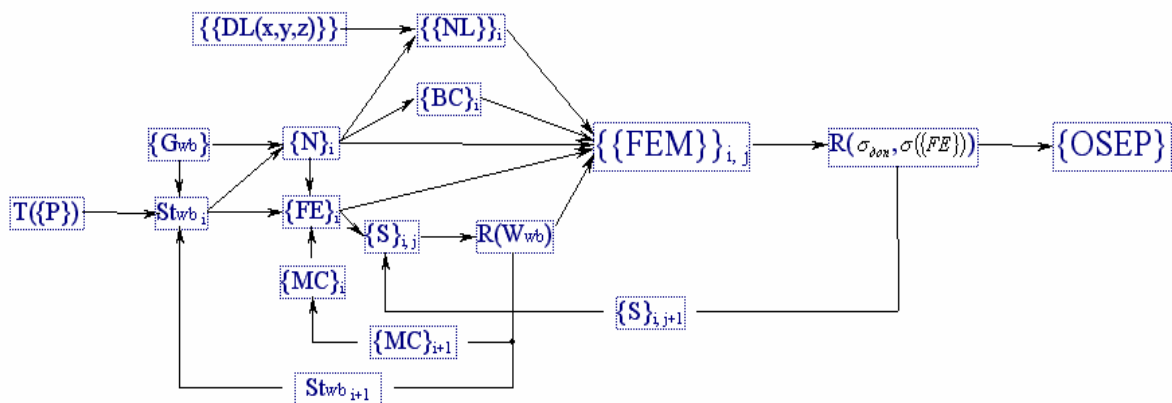


Рис. 1

На рис. 1 показана формализованная схема, иллюстрирующая на примере кессона крыла транспортного самолета информационную технологию подготовки исходных данных (МКЭ–моделей) для проведения анализа прочности конструкции сложного технического объекта по методу конечных элементов (МКЭ).

В ней использованы следующие обозначения:

- $T(\{P\})$ – задание на проектирование крыла;
- $\{P\}$ – параметры крыла согласно техническому заданию;
- $\{G_{wb}\}$ – геометрия кессона крыла;
- $St_{wb\ i}$ – конструктивно–силовая схема кессона крыла;

$\{\{DL(x,y,z)\}\}$	–	распределение расчетных сил и моментов, действующих на конструкцию в заданных расчетных случаях, с учетом сосредоточенных нагрузок;
$\{N\}_i$	–	массив координат узлов КЭ–модели;
$\{FE\}_i$	–	топология КЭ–модели (массив описаний конечных элементов);
$\{MC\}_i$	–	коды материалов для конечных элементов;
$\{S\}_{i,j}$	–	массив "жесткостей" конечных элементов;
$\{\{NL\}\}_i$	–	массив узловых нагрузок для КЭ–модели;
$\{BC\}_i$	–	массив граничных условий для КЭ–модели;
$\{\{FEM\}\}_{i,j}$	–	КЭ–модели для различных параметров конструкции и вариантов расчетных нагрузок;
$R(W_{wb})$	–	оценка конструкции с точки зрения весовых лимитов;
$R(\sigma_{don}, \sigma(\{FE\}))$	–	оценка конструкции с точки зрения допустимых уровней напряжений и характера распределения напряжений;
$\{OSEP\}$	–	оптимальные параметры элементов силовой конструкции ТО.

Приведенная формализованная схема соответствует "ручной" методике формировании структуры КЭ–модели сложного ТО. При таком методе не используют автоматическое разбиение исследуемой области на конечные элементы. Количество узлов модели, их координаты, а также структура модели и параметры конечных элементов задаются пользователями расчетного прочностного программного комплекса "вручную" или с помощью программ, не входящих в состав указанного комплекса. Такая методика позволяет наиболее полно использовать описанные выше преимущества стержневых и плоских конечных элементов в части, касающейся подбора оптимальных параметров элементов силового каркаса ТО. При этом достигается существенное сокращение количества конечных элементов в структуре расчетной модели при обеспечении необходимой точности МКЭ–расчета. В результате появляется возможность моделировать конструкции практически любого размера и сложности.

Согласно схеме, параметры структуры КЭ–модели (количество и координаты узлов $\{N\}$, номенклатура и параметры конечных элементов $\{FE\}$) определяются на основании геометрических параметров $\{G_{wb}\}$ объекта анализа и выбранной конструктивно–силовой схемы St_{wb} . Оптимизация конструктивно–силовой схемы и параметров силовых элементов конструкции осуществляется методом последовательного приближения путем анализа ее расчетного НДС ($R(\sigma_{don}, \sigma(\{FE\}))$) при постоянном контроле соответствия лимиту веса ($R(W_{wb})$).

В качестве исходных данных для определения значений узловых нагрузок $\{\{NL\}\}$ при анализе НДС сложного ТО по методу конечных элементов используются значения сил и моментов $\{\{DL(x,y,z)\}\}$, определяемые вне прочностного расчетного комплекса.

Силовые факторы, учитываемые при моделировании условий нагружения сложных ТО, можно условно разделить на три группы: внешние распределенные

нагрузки, внутренние распределенные нагрузки и сосредоточенные нагрузки.

Технология определения внешних распределенных нагрузок.

Рассматривая проблему моделирования внешних распределенных нагрузок, действующих на элементы конструкции различного рода ЛА, в частности самолетов, в процессе эксплуатации, следует отметить ее нетривиальность, связанную не только с разнообразием силовых факторов, формирующих картину нагружения, но и со сложностью их определения. По сравнению с другими типами транспортных средств ЛА при тех же размерах имеют намного большую стоимость. Кроме того, определение в условиях реального полета параметров ЛА, а также внешних силовых факторов, действующих на элементы конструкции, представляет собой сложную техническую задачу, требующую применения специального оборудования, которое часто не может быть установлено на исследуемый объект. Следует также учитывать высокую стоимость такого оборудования. Поэтому задача определения внешних нагрузок, действующих на ЛА в процессе эксплуатации, в основном решается путем моделирования условий полета на специальных экспериментальных стендах или расчетными методами.

В частности, определение аэродинамических нагрузок, действующих на элементы конструкций ЛА, определяются двумя путями:

- в ходе аэродинамических экспериментов, проводимых на различного рода экспериментальных установках;
- различными расчетными методами с использованием вычислительной техники.

В качестве основных экспериментальных установок, моделирующих условия обтекания тел воздушным потоком, чаще всего используют различного рода аэродинамические трубы. Важным преимуществом аэродинамической трубы является возможность моделирования самых различных условий полета, в том числе связанных с нестационарным обтеканием. Кроме того, аэродинамические трубы являются удобным инструментом анализа характера обтекания элементов ЛА путем использования различных методов визуализации. При этом достигается хорошая оперативность изменения условий эксперимента. Для определения внешних аэродинамических нагрузок, действующих на исследуемые ЛА, применяют следующие виды аэродинамического эксперимента:

- весовой эксперимент, обеспечивающий определение основных аэродинамических характеристик ЛА;
- определение поля скоростей вокруг исследуемого объекта;
- дренажный эксперимент.

Главным недостатком трубного аэродинамического эксперимента является высокая стоимость моделей ЛА. Поэтому его проведение целесообразно на тех этапах проектирования, когда уже в основных чертах определена внешняя конфигурация проектируемого объекта. Кроме того, следует учитывать достаточно высокую стоимость самого аэродинамического эксперимента, обусловленную большими энергетическими затратами и высокой стоимостью аэродинамических труб и экспериментального оборудования.

Наиболее точное представление о величине и характере распределения аэродинамических нагрузок по наружной поверхности ЛА дает дренажный эксперимент, в ходе которого проводятся замеры поля давления вблизи поверхности исследуемого объекта. Однако модели ЛА, необходимые для проведения такого эксперимента, имеют сложную конструкцию и весьма высокую стоимость. Кроме того, для их проектирования и изготовления требуется

значительное время. Поэтому дренажный эксперимент проводят на этапе окончательной доводки проекта, обеспечивая получение уточненных величин аэродинамических нагрузок, необходимых для контрольных прочностных расчетов отдельных наиболее ответственных элементов конструкции, а также тех элементов, нагрузки для которых не могут быть определены иным способом.

Наряду с экспериментом для определения внешних аэродинамических нагрузок широко применяют различные расчетные методы, которые можно условно разделить на две группы:

- эмпирические методы, базирующиеся на различного рода статистических зависимостях;
- численные методы, в которых используются различные принципы математического моделирования процесса обтекания пространственных тел воздушным потоком.

Эмпирические методы, в которых применяются статистические зависимости, являются наиболее простым и дешевым способом определения нагрузок. Как правило, для их реализации не требуется проведения сложных вычислений, что существенно ускоряет расчет. Важным преимуществом таких методов расчета является то, что заложенные в них алгоритмы часто не требуют сколь-нибудь точного задания внешних обводов проектируемого объекта. Кроме того, при наличии необходимых статистических данных эмпирические методы позволяют рассчитывать аэродинамические параметры ЛА во всем диапазоне режимов полета, в том числе при так называемых закритических режимах. Однако погрешность таких методов весьма велика и порой достигает до 50%, а иногда и более. К тому же практически невозможно сколько-нибудь точно оценить их погрешность. Применительно к ЛА это, прежде всего, связано с низкой точностью статистических данных, обусловленной следующими факторами:

- малым количеством экспериментальных образцов;
- относительно небольшим количеством серийных изделий;
- сложной и ненадежной технологией определения аэродинамических характеристик ЛА в реальном полете.

Еще одним важным фактором, снижающим точность эмпирических методов расчета, является отсутствие ясного представления об исходных параметрах, на основании которых должны вычисляться аэродинамические характеристики. Поэтому область применения эмпирических расчетов, как правило, ограничивается этапом составления технического задания и наиболее ранними этапами проектирования.

Численное математическое моделирование процесса обтекания пространственных тел воздушным потоком в настоящее время является наиболее эффективным методом оптимизации внешних обводов ЛА. Это связано с тем, что формирование расчетных моделей на основе известных зависимостей, описывающих пространственную конфигурацию исследуемых объектов, не требует больших финансовых и временных затрат. В результате появляется возможность сравнительной оценки достаточно большого количества вариантов аэродинамической компоновки. Можно достаточно легко варьировать условия эксперимента, меняя не только параметры состояния среды, но и тип самой среды. Кроме того, можно моделировать условия, которые нельзя смоделировать никаким другим способом. При этом обеспечивается приемлемая точность результатов, позволяющая использовать расчетные значения нагрузок для проектировочных расчетов.

Еще одним важным достоинством численного математического моделирования является отсутствие необходимости преобразовывать результаты эксперимента из одной формы представления в другую, что существенно упрощает процесс формирования и поддержки электронной базы экспериментальных данных. Это связано с тем, что результатом численного аэродинамического эксперимента являются массивы значений аэродинамических нагрузок, привязанные к пространственным координатам и хранящиеся в цифровом виде на электронных носителях информации, что существенно облегчает и дальнейший анализ с помощью специализированных программных средств.

Однако применение численных методов аэродинамического моделирования имеет ряд ограничений. Во-первых, для достижения приемлемой точности расчета требуется большой объем машинной памяти и привлечение серьезных вычислительных ресурсов. Во-вторых, требуется корректное задание физических характеристик окружающей среды, что часто носит субъективный характер и сильно зависит от степени изученности законов поведения окружающего газа при заданных условиях полета. В-третьих, существенные ограничения накладываются отсутствием в настоящее время математических методов для расчета неусредненных трехмерных турбулентных течений, что, в частности, не дает возможности рассчитывать аэродинамические характеристики ЛА в условиях нестационарного обтекания, например, на закритических углах атаки. По этой же причине численный эксперимент не позволяет с достаточной точностью моделировать течение газа в районе зализов и обтекателей, без чего невозможно решать задачи, связанные с оптимизацией местной аэродинамики. Поэтому наиболее эффективно численные методы аэродинамического моделирования применяют на стадии эскизного и предварительного проектирования. Вместе с тем данные методы могут эффективно использоваться и на стадии рабочего проектирования для расчета величин аэродинамических нагрузок, действующих как на поверхность ЛА в целом, так и на отдельные его элементы.

Технология определения внутренних распределенных и сосредоточенных нагрузок. Внутренние распределенные нагрузки делят на две основные группы:

- массовые нагрузки;
- нагрузки от внутреннего избыточного давления.

Величины и характер распределения массовых нагрузок определяются следующими факторами:

- величиной и направлением вектора перегрузки;
- величинами угловых ускорений относительно трех взаимно перпендикулярных осей;
- физическими особенностями источника нагружения.

Величины нагрузок, вызванных действием внутреннего избыточного давления, определяются на основании нормативов, зависящих от функционального назначения агрегатов, для которых рассчитывают указанные нагрузки.

Величины внешних и внутренних сосредоточенных нагрузок определяют в соответствии с нормативами, принятыми для данного типа ЛА.

В дополнение к сказанному выше следует отметить, что для проведения общих расчетов прочности конструкции, как правило, используют значения

нагрузок, соответствующие некоторым стандартным полетным случаям, определяемым нормами летной годности для данного типа ЛА.

Таким образом, процесс определения величин расчетных нагрузок при проведении прочностных расчетов включает в себя следующие основные стадии:

- получение исходных данных;
- расчет величин всех видов нагрузок для всех стандартных расчетных случаев, а также параметров распределения;
- преобразование форм представления нагрузок, связанное с особенностями структуры расчетных моделей.

ИТ преобразования данных при определении нагрузок, действующих на конструкцию сложного ТО. На рис.2 показана формализованная схема, иллюстрирующая информационную технологию преобразования данных при определении нагрузок, действующих на конструкцию сложного технического объекта. Приведенная схема соответствует информационной технологии определения нагрузок, применяемой при проектировании транспортного самолета.

В ней использованы следующие обозначения:

W_{to}	–	взлетный вес самолета;
{FC}	–	ожидаемые летные характеристики, тип самолета;
{{SALVP}}	–	параметры стандартных расчетных случаев нагружения;
Gf	–	геометрия планера самолета;
{{TAL}}	–	суммарные аэродинамические силы и моменты для заданных расчетных случаев;
{ALD(x,y,z)}	–	законы распределения аэродинамических сил и моментов для стандартных расчетных случаев;
{{AL(x,y,z)}}	–	распределение аэродинамических сил и моментов для заданных расчетных случаев;
{WP}	–	массовые параметры (масса основных элементов планера, силовой установки, систем и т.д.);
{F}	–	распределение тяги двигателей (тяга двигателя);
{{LL}}	–	массив сосредоточенных нагрузок для стандартных расчетных случаев;
{LoP}	–	компоновочные параметры (размещение основных элементов планера, силовой установки, систем и т.д.);
{{LL(x,y,z)}}	–	массив сосредоточенных нагрузок для заданных расчетных случаев с привязкой к координатам;
{{DL(x,y,z)}}	–	расчетное распределение сил и моментов, действующих на конструкцию в заданных расчетных случаях, с учетом сосредоточенных нагрузок;
{p(x,y,z)}	–	массив, описывающий распределение давления вблизи поверхности ЛА, полученных на основании результатов аэродинамического эксперимента;
R(p(x,y,z))	–	оценка соответствия расчетного распределения аэродинамических сил реальному их распределению, полученному на основании результатов аэродинамического эксперимента.

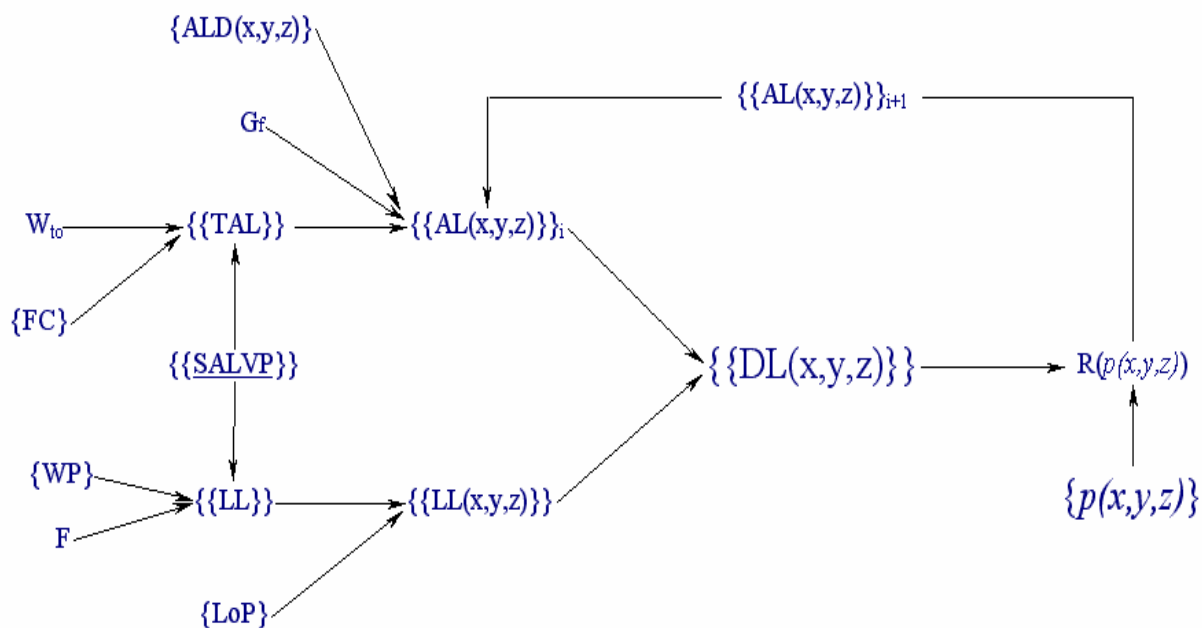


Рис. 2

При определении параметров нагрузок, действующих на конструкцию самолета, учитывают две относительно независимые группы силовых факторов. К первой группе относятся аэродинамические силы и моменты, действующие на внешнюю поверхность ЛА (обозначены на схеме в виде массива $\{\{\text{TAL}\}\}$). Ко второй группе относятся внутренние сосредоточенные силы, включающие в себя массовые нагрузки, действующие на узлы крепления различных элементов оборудования, а также силы и моменты, возникающие в результате работы двигательной установки (обозначены на схеме в виде массива $\{\{\text{LL}\}\}$). Суммарные значения аэродинамических сил и моментов первоначально рассчитываются на основании ожидаемого значения максимальной полетной массы W_{to} и расчетных значений перегрузок ($\{\{\text{SALVP}\}\}$), установленных нормами летной годности для данного типа самолета ($\{\{\text{FC}\}\}$). Параметры распределения аэродинамических сил по элементам ЛА ($\{\{\text{ALD}(x,y,z)\}\}$), необходимые для расчета соответствующих распределенных значений аэродинамических нагрузок $\{\{\text{AL}(x,y,z)\}\}$, первоначально также задаются на основании нормативных документов. На основании распределенных значений аэродинамических нагрузок, откорректированных с учетом значений внутренних сосредоточенных сил, приведенных к соответствующим координатам ($\{\{\text{LL}(x,y,z)\}\}$), рассчитываются распределенные значения нагрузок $\{\{\text{DL}(x,y,z)\}\}$, необходимые для проведения анализа прочности конструкции по методу конечных элементов.

По мере поступления результатов аэродинамического эксперимента (в виде массивов значений коэффициентов давления вблизи поверхности ЛА $\{p(x,y,z)\}$) проводится соответствующая корректировка массива нагрузок $\{\{\text{DL}(x,y,z)\}\}$.

Анализ ИТ преобразования данных при определении значений узловых сил. На рис.3 показана формализованная схема, иллюстрирующая информационную технологию преобразования данных при определении значений узловых сил, моделирующих нагрузки, действующие на конструкцию сложного ТО.

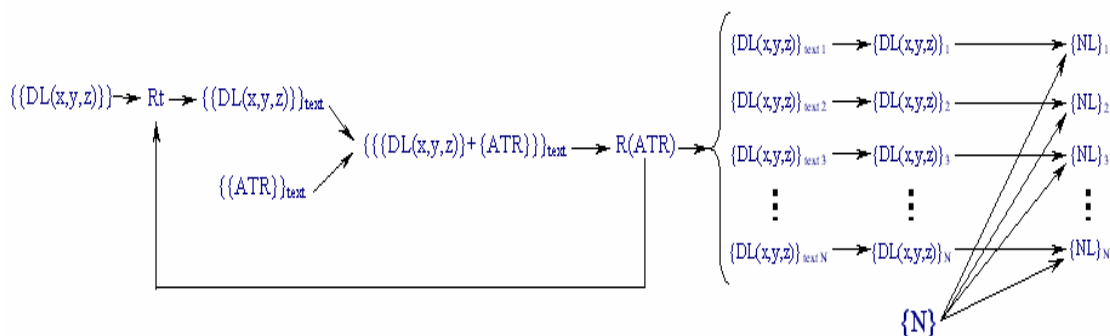


Рис. 3

В ней использованы следующие обозначения:

- $\{\{DL(x,y,z)\}\}$ – распределение расчетных сил и моментов, действующих на конструкцию в заданных расчетных случаях, с учетом сосредоточенных нагрузок;
- Rt – принятие решения о передаче расчетных сил и моментов в службу прочности;
- $\{\{DL(x,y,z)\}\}_{text}$ – текстовые таблицы, описывающие распределение расчетных сил и моментов;
- $\{\{ATR\}\}_{text}$ – атрибуты текстовых таблиц, описывающих распределение расчетных сил и моментов (в текстовом виде);
- $\{\{\{DL(x,y,z)\}+\{ATR\}\}\}_{text}$ – текстовый файл, содержащий таблицы, описывающие распределение расчетных сил и моментов, и соответствующие атрибуты;
- $R(ATR)$ – оценка соответствия атрибутов заявленным случаям нагружения;
- $\{DL(x,y,z)\}_{text\ i}$ – текстовая таблица, описывающая распределение расчетных сил и моментов для i -го расчетного случая;
- $\{DL(x,y,z)\}_i$ – массивы, описывающие распределение расчетных сил и моментов для i -го расчетного случая (в бинарном виде);
- $\{N\}$ – массив координат узлов КЭ-модели;
- $\{NL\}_i$ – массив узловых нагрузок, моделирующих i -й расчетный случай нагружения (в бинарном виде).

Проиллюстрированная на рис.3 информационная технология соответствует текущему уровню развития автоматизации проектирования сложных ТО, который характеризуется отдельным функционированием таких информационных систем, как система подготовки моделей для анализа прочности по МКЭ и система определения сил и моментов, необходимых для расчета узловых нагрузок. Поскольку указанные информационные системы функционируют отдельно, возникает проблема обеспечения надежного обмена данными между ними. В связи с отсутствием специализированных информационных систем, которые могли бы обеспечить такой обмен, для

передачи значений сил и моментов, необходимых для расчета узловых нагрузок, используют традиционную "бумажную" технологию. В соответствии с этой технологией, обмен данными осуществляется в форме текстовых документов ($\{\{DL(x,y,z)\}+ \{ATR\}\}_{text}$), которые дополнительно содержат атрибуты, обеспечивающие идентификацию передаваемых данных. При этом неважно, передаются данные на бумажных носителях или в виде текстовых файлов. Попытки обмена данными непосредственно в виде бинарных файлов в процессе проектирования сложных ТО приводят при отсутствии соответствующей системы идентификации данных к возникновению большого количества ошибок [10].

В связи с указанными причинами современная информационная технология определения узловых нагрузок, необходимых для проведения расчетного анализа прочности сложного ТО, должна включать в себя следующие дополнительные операции (рис. 3):

- преобразование массивов $\{DL(x,y,z)\}$, описывающих распределение расчетных сил и моментов, действующих на конструкцию ТО в заданных расчетных случаях, в текстовый формат $\{DL(x,y,z)\}_{text}$ с сохранением в отдельных текстовых файлах;
- добавка в указанные файлы текстовых атрибутов, необходимых для идентификации передаваемых данных;
- передача полученных текстовых файлов в информационную систему подготовки КЭ–моделей;
- входной контроль R(ATR) атрибутов данных, поступивших в информационную систему подготовки КЭ–моделей;
- удаление атрибутов и сортировка данных по расчетным случаям ($\{DL(x,y,z)\}_{text i}$);
- преобразование массивов $\{DL(x,y,z)\}_{text i}$ в бинарную форму.

Для оценки оптимальности ИТ, связанной с преобразованием и передачей данных, необходимо учитывать несколько критериев:

- минимизация прямых производственных затрат;
- общая длительность процесса проектирования;
- минимизация количества ошибок преобразования и передачи данных.

Для оценки оптимальности ИТ преобразования данных с точки зрения прямых производственных затрат использован следующий технико–экономический критерий:

$$Z_c = \sum_{i=1}^{N_s} C_i = \sum_{i=1}^{N_a} (T_c \cdot C_h)_i + \sum_{i=1}^{N_m} (n \cdot T_m \cdot W_h)_i \quad (1)$$

- где N_s – общее число стадий ИТ;
- C_i – стоимость i -й стадии ИТ;
- N_a – число стадий ИТ, в которых применяют компьютеры;
- T_c – машинное время, затрачиваемое на i -й стадии;
- C_h – стоимость одного машинного часа;
- N_m – число стадий ИТ, выполняемых "вручную";
- n – количество исполнителей i -й стадии, выполняемой "вручную";

T_m – время, затрачиваемое на i -ю стадию, выполняемую "вручную";

W_h – средняя почасовая оплата исполнителей i -й стадии, выполняемой "вручную"

Для оценки оптимальности ИТ преобразования данных с точки зрения дополнительных производственных затрат, связанных с длительностью процесса преобразования и передачи данных, использован следующий технико-экономический критерий:

$$Z_s = n \cdot W_h \cdot T_o + W_c \cdot T_1 + z(T), \quad (2)$$

где n – количество исполнителей, простаивающих в ожидании данных;

T_o – среднее время, затрачиваемое на ожидание данных;

W_h – средняя почасовая оплата исполнителей, простаивающих в ожидании данных;

T_1 – среднее время простоя вычислительной техники, используемой в данной информационной технологии;

W_c – стоимость одного часа эксплуатации вычислительной техники, применяемой в данной информационной технологии;

$z(T)$ – косвенные убытки, обусловленные "старением" проекта;

T – общее время, затрачиваемое на анализируемый процесс преобразования и передачи данных.

Согласно [10], количество ошибок EN_a , возникающих в процессе автоматизированного преобразования и передачи данных, зависит от следующих факторов:

$$EN_a = \sum_{i=1}^{N_p} PE_i + pE + 2 \cdot ME + sE, \quad (3)$$

где PE_i – среднее количество ошибок в i -й программе, применяемой в процессе преобразования и передачи данных;

N_p – количество программ, применяемых в процессе преобразования и передачи данных;

pE – количество ошибок, связанных с неправильным выбором программ для преобразования и передачи данных;

ME – количество ошибок в атрибутах вновь создаваемых массивов данных;

sE – количество ошибок, сделанных при задании ключей поиска массивов данных.

Согласно [1] количество ошибок PE_i связанных с ошибками в программном обеспечении, с течением времени, имеет тенденцию уменьшиться:

$$PE_i = f(T). \quad (4)$$

Если процесс преобразования и передачи данных включает в себя этапы, не охваченные автоматизацией, необходимо дополнительно учитывать количество ошибок, связанных с "ручной" обработкой данных:

$$EN_m = \sum_{i=1}^{N_{obj.}} OE_i, \quad (5)$$

где $N_{obj.}$ – количество информационных объектов, обрабатываемых "вручную";

OE_i – среднее количество ошибок, возникающих при "ручной" обработке одного информационного объекта.

Под термином "информационный объект" (ИО) в данном случае подразумевается всякий массив данных, имеющий собственные атрибуты, например, файл, текстовый документ, "поле" базы данных и т.п.

Следовательно, общее количество ошибок процесса преобразования и передачи данных определяется формулой

$$EN = EN_a + EN_m. \quad (6)$$

Исходя из сказанного выше общий критерий оптимальности ИТ преобразования и передачи данных следует рассчитывать по следующей формуле:

$$Z = Z_c + Z_s + Z'(EN), \quad (7)$$

где $Z'(EN)$ – общие затраты, связанные с компенсацией ошибок.

ИТ преобразования и передачи данных будет оптимальной при минимальном значении критерия Z , который, в свою очередь, будет иметь минимальное значение при минимальных прямых и косвенных производственных затратах, а также минимальном количестве ошибок преобразования и передачи данных.

Согласно формуле (1) существует две проблемы, связанные с минимизацией прямых затрат на преобразование и передачу данных:

- сокращение числа стадий процесса;
- удешевление каждой стадии.

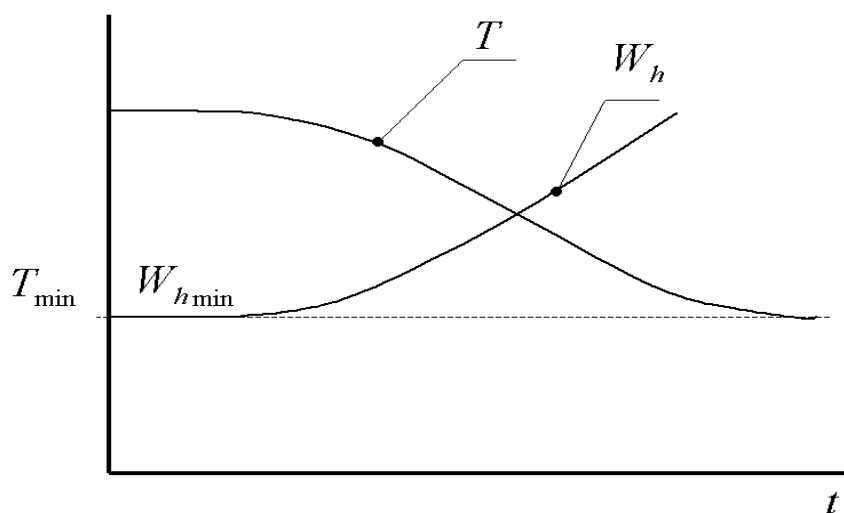


Рис. 4

В случае использования традиционной, "ручной", технологии преобразования и передачи данных количество стадий процесса и их стоимость определяются человеческими возможностями. Конечно, по мере накопления

опыта и повышения квалификации возможности исполнителей растут, в результате чего сокращаются сроки реализации каждой стадии рассматриваемого процесса T . Однако на этом пути быстро достигается предел. Кроме того, рост квалификации исполнителей неизбежно связан с ростом почасовой оплаты W_h (рис. 4).

Другим серьезным недостатком "ручных" технологий преобразования и обработки данных является необходимость введения в процесс дополнительных стадий (рис. 3), что обусловлено следующими факторами:

- ограниченностью объема информации, которую может одновременно анализировать человек;
- необходимостью введения избыточности данных, обусловленной сложностями обеспечения одновременного доступа к данным, размещенным вне зоны действия электронных СУБД.

В результате согласно формуле (1) существенно возрастают прямые производственные затраты.

В настоящее время широко распространена практика "ручной" обработки данных с помощью типового программного обеспечения (например, Microsoft Excel), базирующегося на персональных компьютерах. Такая технология еще больше увеличивает прямые производственные затраты вследствие возрастания параметра N_a и, особенно, параметра T_c .

Согласно формуле (5) включение в процесс обработки и передачи данных "ручных" технологий также приводит к возрастанию количества ошибок, обусловленных влиянием следующих факторов:

- увеличения количества субъектов процесса обработки данных;
- избыточности данных;
- снижения качества управления системой обработки и передачи данных, что обусловлено большим количеством субъектов процесса.

Рассматривая человека в качестве субъекта процесса обработки и передачи данных, следует учитывать, что среднее количество ошибок OE_i , совершаемых им при обработке одного ИО, является переменной величиной, зависящей от квалификации работника, времени непрерывной работы и степени новизны ИО.

Наконец, операции, связанные с "ручной" передачей данных в текстовом виде, имеют значительную длительность. Нередко время оборота одного такого документа сопоставимо с продолжительностью рабочего дня. В результате существенно возрастают дополнительные затраты Z_s , обусловленные вынужденными простоями сотрудников и общим затягиванием процесса проектирования. На величину Z_s существенно влияет время простоя вычислительной техники, вызванное несоответствием скорости обработки данных на современных компьютерах и скорости прохождения текстовой информации.

На рис.5 показан пример формализованной схемы, иллюстрирующей полностью автоматизированную информационную технологию преобразования данных при определении значений узловых сил, моделирующих нагрузки, действующие на конструкцию сложного ТО.

В ней использованы следующие обозначения:

- $\{\{DL(x,y,z)\}\}$ – распределение расчетных сил и моментов, действующих на конструкцию в заданных расчетных случаях, с учетом сосредоточенных нагрузок;
- $\{\{ATR\}\}$ – атрибуты всех массивов значений сил и моментов, содержащиеся в БД;
- Rt – запрос на передачу расчетных сил и моментов в службу прочности;
- $\{ATR\}$ – атрибуты массивов значений сил и моментов, необходимых для выполнения данного расчета и передаваемых в процессе запроса;
- $\{DL(x,y,z)\}_i$ – массивы, описывающие распределение расчетных сил и моментов для i -го расчетного случая (в бинарном виде);
- $\{N\}$ – массив координат узлов КЭ-модели;
- $\{NL\}_1$ – массив узловых нагрузок, моделирующих i -й расчетный случай нагружения (в бинарном виде).

В отличие от схемы, изображенной на рис. 3, в данной схеме полностью отсутствуют стадии, связанные с преобразованием данных в текстовый формат и обратно. Уменьшено и общее количество стадий процесса. Количество "ручных" стадий минимально. Основная составляющая прямых производственных затрат определяется стоимостью машинного времени.

Стоимость одного часа работы компьютера можно определить по следующей формуле:

$$C_h = \frac{C_{comp}}{T_l} + \frac{C_{prog}}{T_{prog}} + W_h, \quad (8)$$

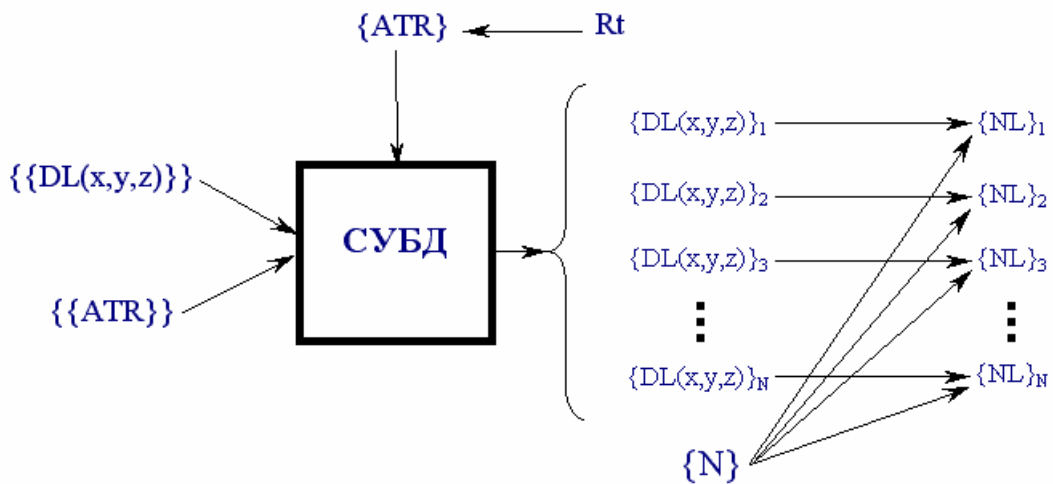


Рис. 5

- где
- C_{comp} – стоимость компьютера;
 - T_l – среднее время эксплуатации данной модели компьютера;
 - C_{prog} – стоимость ПО, установленного на данном компьютере, с учетом затрат на обслуживание;

- T_{prog} – среднее время эксплуатации данной версии ПО;
- W_h – средняя почасовая оплата персонала, обслуживающего данный компьютер.

Учитывая сложившуюся практику эксплуатации персональных компьютеров, при которой большую часть работ по их обслуживанию и настройке выполняют сами пользователи, последним параметром можно пренебречь ($W_h \approx 0$). Время эксплуатации компьютера T_l определяется возможностью эффективной эксплуатации необходимого ПО. Время эксплуатации ПО T_{prog} определяется возможностью эффективного решения проектировочных задач. Существует устойчивая тенденция снижения стоимости компьютеров C_{comp} при одновременном увеличении их мощности. Стоимость промышленных программных пакетов C_{prog} постепенно увеличивается соразмерно текущей инфляции. Однако рост функциональных возможностей ПО привел к уменьшению необходимого количества лицензионных копий, поскольку появилась возможность одновременного использования одной копии с нескольких рабочих мест. Как следствие, существенно снизилась удельная стоимость ПО:

$$C'_{prog} = \frac{C_{prog.licence}}{N_{comp}},$$

- где $C_{prog.licence}$ – стоимость одной лицензии ПО;
- N_{comp} – среднее количество рабочих мест, с которых можно одновременно использовать одну лицензионную копию ПО.

В результате действия указанных факторов наблюдается устойчивая тенденция к снижению стоимости машинного часа C_h , а следовательно, и к уменьшению прямых производственных затрат Z_c .

При анализе количества ошибок EN_a (формула (3)), возникающих в процессе автоматизированного преобразования и передачи данных, параметр PE_i можно не учитывать, поскольку каждая программа, используемая в практике проектирования сложных ТО, проходит тщательное тестирование. Как правило, большая часть сбоев связана с процедурами пользовательского интерфейса, составляющими большую часть кода, и потому не влияет на конечный результат. Кроме того, высокая производительность современных компьютеров позволяет существенно сократить время, необходимое для автоматизированного преобразования и передачи данных, в результате чего появляется возможность более тщательно контролировать результаты преобразования данных, в том числе и на промежуточных этапах. Параметр pE также можно не учитывать, если используемая информационная система обеспечивает однозначные ассоциации "тип данных – процедура обработки" и оснащена современными средствами управления доступом.

В результате формула (3) преобразуется к следующему виду:

$$EN_a = 2 \cdot ME + sE . \quad (9)$$

Величины параметров ME и sE зависят от тех же факторов, что и параметр E_m (формула (5)), т.е. от количества атрибутов {ATR}, задаваемых при формировании запроса Rt (рис. 5), и частоты запросов. В табл. 1, 2, 3, 4 соответственно приведены описания примерного формата массива {ATR} и форматов массивов {{ATR}}_{text}, {{{DL(x,y,z)}+{ATR}}}_{text} и {DL(x,y,z)}_{text} (рис. 3).

Таблица 1. Формат массива {ATR}

Атрибут	Назначение
Object Name	Условное обозначение ТО, для которого должен проводиться расчет
Object Version	Условное обозначение модификации ТО, для которой должен проводиться расчет
Load Var Type	Наименование группы эксплуатационных случаев (например, "установившийся полет")

Таблица 2. Формат массива {{ATR}}_{text}

Номер р/с	Атрибут	Назначение
1	Object Name	Условное обозначение ТО, к которому относится р/с
	Object Version	Условное обозначение модификации ТО, к которой относится р/с
	Load Var Name	Стандартное обозначение расчетного случая нагружения
2	Object Name	Условное обозначение ТО, к которому относится р/с
	Object Version	Условное обозначение модификации ТО, к которой относится р/с
	Load Var Name	Стандартное обозначение расчетного случая нагружения
3	Object Name	Условное обозначение ТО, к которому относится р/с
	Object Version	Условное обозначение модификации ТО, к которой относится р/с
	Load Var Name	Стандартное обозначение расчетного случая нагружения
.....		
N	Object Name	Условное обозначение ТО, к которому относится р/с
	Object Version	Условное обозначение модификации ТО, к которой относится р/с
	Load Var Name	Стандартное обозначение расчетного случая нагружения

Таблица 3.

Формат массива {{{DL(x,y,z)}+{ATR}}}_text

Номер р/с	Атрибут	Назначение
1	Object Name	Условное обозначение ТО, к которому относится р/с
	Object Version	Условное обозначение модификации ТО, к которой относится р/с
	Load Var Name	Стандартное обозначение расчетного случая нагружения
	{Coord}	Массив координат, для которых задаются силы и моменты
	{Qx}	Массив значений продольных перерезывающих сил
	{Qy}	Массив значений вертикальных перерезывающих сил
	{Qz}	Массив значений поперечных перерезывающих сил
	{Mx}	Массив значений моментов относительно ОХ
	{My}	Массив значений моментов относительно ОУ
{Mz}	Массив значений моментов относительно ОZ	
2	Object Name	Условное обозначение ТО, к которому относится р/с
	Object Version	Условное обозначение модификации ТО, к которой относится р/с
	Load Var Name	Стандартное обозначение расчетного случая нагружения
	{Coord}	Массив координат, для которых задаются силы и моменты
	{Qx}	Массив значений продольных перерезывающих сил
3	{Qy}	Массив значений вертикальных перерезывающих сил
	{Qz}	Массив значений поперечных перерезывающих сил
	{Mx}	Массив значений моментов относительно ОХ
	{My}	Массив значений моментов относительно ОУ
	{Mz}	Массив значений моментов относительно ОZ
.....		
N	Object Name	Условное обозначение ТО, к которому относится р/с
	Object Version	Условное обозначение модификации ТО, к которой относится р/с
	Load Var Name	Стандартное обозначение расчетного случая нагружения
	{Coord}	Массив координат, для которых задаются силы и моменты
	{Qx}	Массив значений продольных перерезывающих сил
	{Qy}	Массив значений вертикальных перерезывающих сил
	{Qz}	Массив значений поперечных перерезывающих сил
	{Mx}	Массив значений моментов относительно ОХ
	{My}	Массив значений моментов относительно ОУ
{Mz}	Массив значений моментов относительно ОZ	

Таблица 4.

Формат массива $\{DL(x,y,z)\}_{text}$

Атрибут	Назначение
{Coord}	Массив координат, для которых задаются силы и моменты
{Qx}	Массив значений продольных перерезывающих сил
{Qy}	Массив значений вертикальных перерезывающих сил
{Qz}	Массив значений поперечных перерезывающих сил
{Mx}	Массив значений моментов относительно OX
{My}	Массив значений моментов относительно OY
{Mz}	Массив значений моментов относительно OZ

Сравнение количества атрибутов, содержащихся в массиве $\{ATR\}$ с объемом данных, обрабатываемых "вручную" при традиционной технологии, позволяет сделать вывод о том, что количество ошибок E_a , возникающих в рамках автоматизированной информационной технологии преобразования и передачи данных, намного меньше количества ошибок EN_m , возникающих в случае применения традиционной технологии. Соответственно снижается величина затрат $Z'(EN)$.

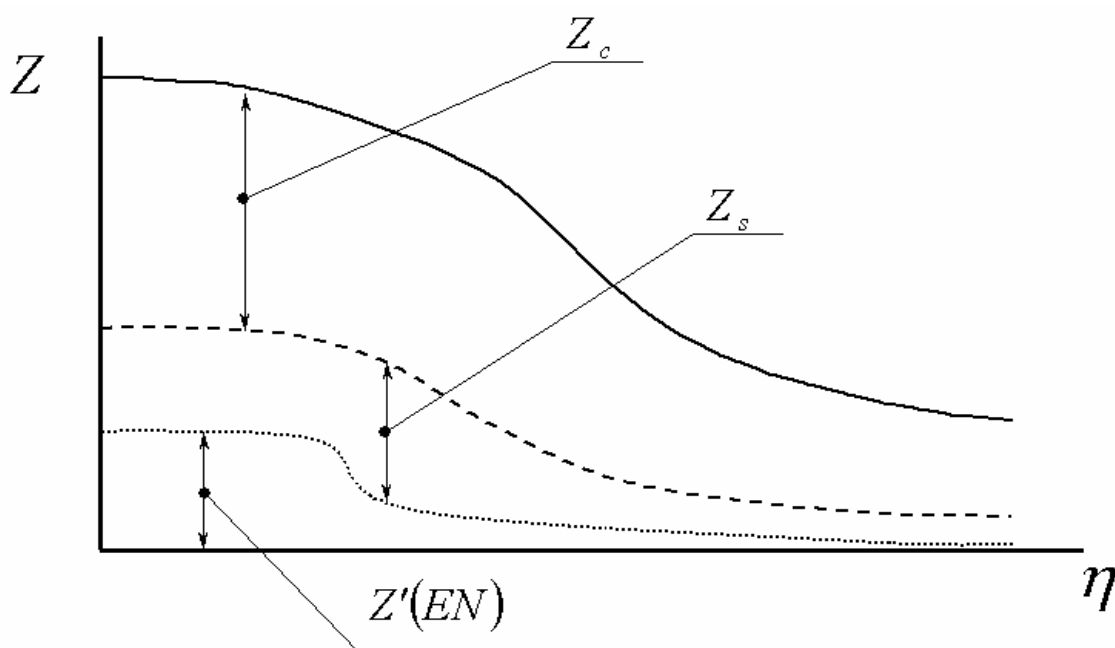


Рис. 6

Повышение степени автоматизации информационной технологии приводит к существенному сокращению цикла преобразования и передачи данных, в результате чего существенно уменьшаются затраты Z_s , связанные с простоем специалистов и компьютерного парка (2).

Таким образом, повышение степени автоматизации η рассматриваемой информационной технологии ведет к существенному сокращению суммарных затрат Z (рис.6).

Следует обратить внимание на то, что снижение величины параметра Z_c

не столь выражено, как величин прочих параметров. Это связано тем, что внедрение информационных технологий в процесс проектирования существенно расширяет возможности оптимизации конструкции сложного ТО, поскольку вследствие повышения скорости обработки и передачи данных появляется возможность оценить значительно большее количество вариантов проектировочных решений. В результате общее время, затрачиваемое на проектирование, снижается незначительно, что с лихвой окупается повышением качества проектирования.

При "ручной" технологии проектирования оптимизация конструкции сложного ТО осуществляется интуитивным, "экспертным" методом. Математический аппарат теории оптимизации в этом случае не может быть использован, поскольку длительные сроки обработки и передачи данных, свойственные "ручной" технологии, не дают возможности проанализировать достаточное количество вариантов проектных решений.

Анализ ИТ обмена данными между информационными системами в рамках информационной технологии автоматизированного проектирования. Важным аспектом проблемы взаимодействия локальных информационных систем, входящих в состав более крупной информационной системы, является обеспечение надежности процесса приема–передачи данных, а также надежное согласование форматов обмена данными. Другим не менее важным аспектом этой проблемы является обеспечение актуальности принимаемой информации, особенно, если передаваемая информация носит управляющий характер (например, синхронизация данных между локальными информационными системами). На сегодняшний день во всех наиболее распространенных системах программное обеспечение является внешним по отношению к данным. Это означает, что ссылки на данные задаются непосредственно в процессе их обработки и, часто, путем ручного ввода атрибутов. Процесс обмена данными между такими системами может осуществляться только двумя путями: через общую базу данных или через временные файлы. Варианты обмена данными через оперативную память компьютера не рассматриваются ввиду того, что в общем случае взаимодействующие системы функционируют в разных узлах корпоративной компьютерной сети.

Обмен данными через временные файлы требует не только тщательного согласования имен файлов, но и места их размещения в корпоративной компьютерной сети предприятия. При этом требуется обеспечить прямой доступ пользователей к файловым системам компьютеров, что очень нежелательно, особенно в рамках крупной информационной системы. Это объясняется тем, что в отличие от СУБД функции разделения доступа к данным, поддерживаемые операционными системами, не обеспечивают эффективную защиту данных без серьезного ущерба для удобства работы пользователей и производительности информационной системы. Кроме того, организация доступа широкого круга пользователей к файловым системам компьютеров в рамках корпоративной сети подразумевает наличие у этих пользователей достаточного опыта работы с сетевым программным обеспечением. Существенно возрастает нагрузка на системных администраторов, которые в этом случае вынуждены заниматься не свойственными им функциями администраторов баз данных. Все это приводит к

увеличению количества ошибок поиска и идентификации данных. Наконец, возникают серьезные проблемы со своевременной актуализацией данных, поскольку копирование информации во временный файл, как правило, происходит вне основного процесса обработки данных и его своевременность часто зависит от внимательности исполнителей.

Обмен данными через базу данных более предпочтителен с точки зрения надежности идентификации передаваемой информации и согласования ее формата. Однако для реализации этого варианта в структуре программного обеспечения взаимодействующих систем требуется наличие специального интерфейса к базе данных, через которую проводится обмен. Кроме того, требуется наличие в указанной базе данных специальных структур для хранения передаваемой информации, нередко нарушающих общую схему данных (если передаваемую информацию не требуется хранить для каких-либо других целей). В результате усложняется процесс проектирования и сопровождения информационной системы, что может стать дополнительным источником ошибок как на стадии проектирования, так и на стадии эксплуатации программных модулей (в результате роста числа ошибок задания атрибутов ME и sE (см. формулу (9)).

Необходимость хранения промежуточных данных в базе данных обусловлена асинхронным характером взаимодействия локальных информационных систем в рамках общей системы автоматизированного проектирования, вследствие чего между окончанием подготовки исходных данных исполнителями и началом использования их клиентами, как правило, проходит определенный период. На рис.7 показана формальная схема фрагмента базы данных, обеспечивающего временное хранение массивов значений интегральных силовых факторов, на основе которых рассчитываются узловые нагрузки, необходимые для проведения прочностных расчетов конструкций ТО по МКЭ. Эта схема разработана на основе формата данных, описанного в табл. 3, и иллюстрирует структуру данных, формируемых на основе единичного запроса.

Анализируя приведенную схему, можно сделать вывод о том, что массивованное включение такого рода структур в базу данных традиционного типа, например реляционную, неизбежно приведет к неоправданному усложнению ее канонической схемы. Следует учитывать, что эти данные предназначены для связи между локальными информационными системами и, следовательно, должны храниться на межбазовом уровне, в основном предназначенном для управления проектом в целом. В результате можно ожидать существенных затруднений в управлении системой автоматизированного проектирования.

Наиболее оптимально эта проблема решается в рамках системы управления базой данных, имеющей несколько уровней канонических схем, поскольку при таком принципе управления данными информационные структуры нижнего уровня в основном скрыты от пользователей высших уровней и представляются только в виде ограниченного набора параметров. При этом можно широко использовать технологию автоматизированного формирования нижестоящих информационных структур, которая, в частности, хорошо подходит для формирования структуры данных, показанной на рис.7.

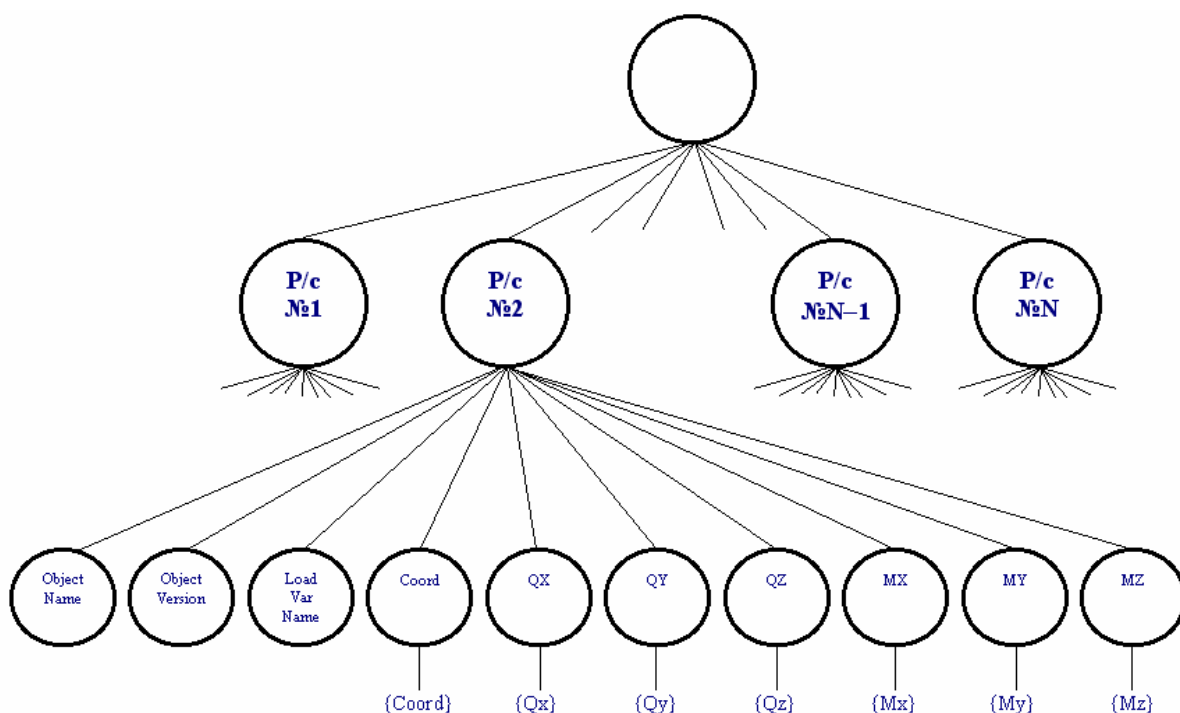


Рис. 7

Выводы

Проблема обмена данными между информационными подсистемами при выполнении проектировочных МКЭ-расчетов в рамках единой автоматизированной системы является одной из основных проблем, которые возникают в ходе оптимизации процесса проектирования на основе современных информационных технологий. Ее решение связано с проведением специальных исследований и разработкой необходимых методик. В частности:

- необходимо разработать методику системно-технического анализа информационных технологий задания нагружения МКЭ-моделей конструкций сложных ТО при проведении проектировочных расчетов;
- следует разработать метод проектирования компонент информационных технологий задания нагружения МКЭ-моделей и его проектировочные модели;
- актуальной задачей является разработка методов определения, расчета и моделирования узловых нагрузок при расчете НДС конструкций сложных ТО;
- на основе разработанных методов следует провести проектирование информационных и методических компонент информационных технологий задания нагружения МКЭ-моделей и их проектировочных моделей;
- следует выполнить проектирование программной и организационной компонент информационных технологий задания нагружения МКЭ-моделей;
- необходимо провести пробную реализацию информационных технологий задания нагружения МКЭ-моделей для решения задач расчета НДС конструкций сложных ТО.

Список литературы

1. Майерс Г. Надежность программного обеспечения. – М: Мир, 1980. – 353 с.
2. Борн Г. Форматы данных. – К: Торгово-издательское бюро BHV, 1995. – 472 с.
3. Egičko V.M., Zinchenko V. P. Principles and tools of information of integration of design researches of complex technical objects // Actual Problems of Measuring Technique “Measurement-98”. Proceeding of the International Conference. – Kiev: NTUU”KPI”,AUS DAAD, 1998. – P. 442 – 443.
4. Египко В. М., Зинченко В. П. Метод и инструментальные средства обработки данных эксперимента в реальном времени. – К., 1995. - 24 с. (Препр. / Ин-т кибернетики им. В.М.Глушкова АН Украины; 95 - 20).
5. Египко В.М., Зинченко В.П. Метод моделирования динамических процессов в аэродинамических трубах малых дозвуковых скоростей. – К., 1996. - 19 с. (Препр. / Ин-т кибернетики им. В.М.Глушкова АН Украины; 96 - 13).
6. Зинченко В.П., Белоусов Б.Н., Устенко С.В. Программное обеспечение вторичной обработки экспериментальных данных // IV Всес. шк. по метод. аэрофиз. исслед.: Тез. докл. - Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1986. - С. 182.
7. Зинченко В. П. Принципы организации программного обеспечения в системе автоматизации аэродинамического эксперимента // 3-я респ. конф “Автоматизация научных исследований”: Тез. докл. - К. Ин-т кибернетики им. В.М. Глушкова АН Украины, 1986. – С. 90 – 92.
8. Петров К.П. Аэродинамика транспортных космических систем.– М.: Эдиториал УРСП, 2000 – 368 С.
9. Зинченко В.П., Абрамов Ю.В., Борисов В.В. Средства и методы управления проектной информацией при создании сложных технических объектов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: Гос. аэроком. ун-т “ХАИ”, 2001. – Вып. 9. – С. 17 – 29.
10. Борисов В.В. Проблемы обеспечения надежности функционирования PDM-систем. // Технології створення перспективних комп'ютерних засобів та систем з використанням новітньої елементної бази. – Інститут кібернетики ім.В.М.Глушкова НАН України, 2000. – С. 67 – 72.
11. Интегральная система разработки изделия PDS. - <http://www/urss.ru/>.
12. Windchill, ProjectLink. - <http://www/urss.ru/>.
13. Windchill, как средство организации и ведения технических архивов. - <http://www/urss.ru/>.
14. САПР для машиностроения. Инженерные расчеты и моделирование технологических процессов. MSC.Nastran. –<http://www.ptc.com/product>.
15. Разговор о возможностях системы Unigraphics. –<http://www.consistent.ru/download/marketing>.
16. Программный комплекс APM WinMachine. –<http://www.consistent.ru/download/marketing>.
17. Autodesk Inventor Professional. –<http://www.consistent.ru/download/marketing>.

Методика обоснования требований к техническим характеристикам узла компьютерной сети для обеспечения информационной гарантобезопасности

*Национальный технический университет
«Харьковский политехнический институт»*

Введение. При обосновании требований к техническим характеристикам систем, в том числе компьютерных сетей, исходя из предложений о наиболее вероятных, типичных состояниях внешней среды, в которой функционирует система. Для компьютерных сетей наиболее важными характеристиками среды являются объем и интенсивность трафика. Простая и естественная позиция разработчика – брать за основу средние значения характеристик трафика. Вместе с тем хорошо известно, что принципиальной особенностью процесса функционирования современных компьютерных сетей является нестационарность трафика. Интенсивность входящего потока сообщений имеет явно выраженные сезонные и, в особенности, суточные колебания. При этом нагрузка системы в пиковых режимах может многократно превышать среднюю [1]. Понятно, что ориентация на пиковую интенсивность входящего потока привела бы к чрезмерно завышенным требованиям к характеристикам сети, удовлетворение которых привело бы к низкой экономичности системы. С другой стороны, система, характеристики которой выбраны в предположении о средних нагрузках, не будет удовлетворять требованиям к информационной гарантобезопасности. В процессе функционирования такой системы в условиях пиковой нагрузки значительная часть сообщений будет теряться. Отыскание компромиссного решения – не тривиальная задача. Возможное направление ее решения состоит в использовании временной избыточности, которой обладает компьютерная сеть. Дело в следующем. При возникновении повышенной нагрузки на входе узла образуется и начинает расти очередь сообщений, ожидающих начала обслуживания. При достижении длиной этой очереди некоторого критического значения возникает упомянутый эффект потери поступающих сообщений. Продолжительность временного интервала от момента начала воздействия пиковой нагрузки до момента достижения длиной очереди критического значения составляет своеобразный временной резерв. Если в течение этого интервала воздействие пиковой нагрузки прекратится, то негативные последствия ее появления никак себя не проявят. Сформулируем задачу обоснования требований к техническим характеристикам узла сети, при выполнении которых вероятность потери сообщений в условиях пиковых нагрузок не будет превышать заданную с учетом временного резерва.

Постановка задачи. Путем обработки реальных статистических данных о случайной продолжительности воздействия пиковых нагрузок может быть определена плотность распределения $g(t)$ этой случайной величины. С другой стороны, технические характеристики узла сети (число каналов обработки сообщений - n , интенсивность обслуживания - μ , критическая длина очереди - q_0)

определяют закон распределения $F_{q_0}(t)$ продолжительности функционирования системы до момента, когда длина очереди в условиях пиковой нагрузки достигнет критического значения. Комплексирование этих двух законов позволяет рассчитать вероятность превышения длиной очереди критического значения. Использование соответствующего аналитического соотношения обеспечивает возможность обоснования требований к техническим характеристикам узла. Рассмотрим методику решения этой задачи.

Основные результаты. Понятно, что процесс функционирования узла компьютерной сети может быть описан с использованием следующей модели: n -канальная система обслуживания, на вход которой поступает поток заявок интенсивностью λ и средней интенсивностью обслуживания μ . Будем считать, что входящий поток заявок и поток обслуженных заявок – пуассоновские. Тогда для описания системы можно использовать марковскую модель. Система обслуживает заявки в соответствии со следующей дисциплиной: заявка, поступившая в момент, когда все каналы заняты, становится в очередь. Если интенсивность входящего потока такова, что $\lambda \geq \mu n$, то длина очереди начинает неограниченно расти. Пусть q_0 - критическое значение длины очереди. Найдем закон распределения продолжительности блуждания на множестве возможных состояний системы до попадания в состояние E_{n+q_0} , соответствующее критической длине очереди q_0 .

Введем множество Z_0 состояний системы, соответствующих ситуации, когда очередь отсутствует или ее длина меньше q_0 . Обозначим через T случайную продолжительность блуждания по состояниям множества Z_0 до первого выхода из этого множества, то есть до попадания в состояние, соответствующее критической длине очереди q_0 . Так как множество Z_0 не замкнуто, случайная величина T - конечна. Ясно, что продолжительность блуждания по состояниям Z_0 до первого выхода из Z_0 не изменится, если состояние E_{n+q_0} сделать поглощающим. Тогда искомая функция распределения $F(t)$ случайной величины T равна вероятности того, что система в произвольный момент времени t окажется в состоянии E_{n+q_0} , то есть

$$F(t) = P_{n+q_0}(t).$$

При этом плотность распределения случайной величины T равна

$$f(t) = \frac{dF(t)}{dt} = \dot{P}_{n+q_0}(t). \quad (1)$$

Введем систему дифференциальных уравнений А.Н. Колмогорова [2] для описания изменения во времени вероятностей пребывания системы на множестве возможных состояний:

$$\dot{P}_k(t) = \sum_{j \in E_k^+} \lambda_{jk} P_j(t) - P_k(t) \sum_{j \in E_k^-} \lambda_{kj}, \quad k \in E. \quad (2)$$

Здесь E - множество всех возможных состояний системы. E_k^+ - множество всех состояний, из которых возможен переход в состояние k за один шаг. E_k^- - множество всех состояний, в которые возможен непосредственный переход из k -го состояния.

Тогда для $k = n + q_0$, с учетом того, что состояние E_{n+q_0} - поглощающее, то есть $\lambda_{n+q_0,j} = 0, j \in E, E_{n+q_0}^- = \emptyset$, имеем

$$\dot{P}_{n+q_0}(t) = \sum_{j \in E_k^+} \lambda_{j,n+q_0} P_j(t) = \sum_{j \in Z_0} \lambda_{j,n+q_0} P_j(t). \quad (3)$$

С другой стороны, в соответствии с (2)

$$\dot{P}_j(t) = \sum_{i \in Z_0} \lambda_{ij} P_i(t) - P_j(t) \sum_{i \in Z_0} \lambda_{ij}, j \in Z_0. \quad (4)$$

Систему дифференциальных уравнений (4) необходимо проинтегрировать с начальным условием

$$P_j(0) = \begin{cases} 0, j \neq n, \\ 1, j = n, \end{cases} \quad (5)$$

соответствующим предположению, что в начальный момент времени все каналы системы заняты, но очереди нет.

С учетом специфики рассматриваемой задачи систему уравнений (4) запишем следующим образом:

$$\begin{aligned} \dot{P}_0(t) &= -\lambda P_0(t) + \mu P_1(t), \\ &\dots\dots\dots \\ \dot{P}_k(t) &= \lambda P_{k-1}(t) + (k+1)\mu P_{k+1}(t) - (\lambda + k\mu)P_k(t), \\ &\dots\dots\dots \\ \dot{P}_{n+q}(t) &= \lambda P_{n+q-1}(t) + n\mu P_{n+q-1}(t) - (\lambda + n\mu)P_{n+q}(t). \end{aligned} \quad (6)$$

Преобразуя (6) по Лапласу, получим систему линейных алгебраических уравнений

$$\begin{aligned} (s+\lambda)\pi_0(s) - \mu\pi_1(s) &= P_0(0), \\ &\dots\dots\dots \\ -\lambda\pi_{k-1}(s) + (s+\lambda+k\mu)\pi_k(s) - (k+1)\mu\pi_{k+1}(s) &= P_k(0), \\ &\dots\dots\dots \\ -\lambda\pi_{n+q-1}(s) + (s+\lambda+n\mu)\pi_{n+q}(s) - n\mu\pi_{n+q+1}(s) &= P_{n+q}(0). \end{aligned} \quad (7)$$

При этом столбец свободных членов $P_j(0), j = 0, 1, \dots, n, \dots, (n + q_0 - 1)$, определяется соотношением (5).

Решение этой системы позволяет найти набор $\pi_j(s), j = 0, 1, 2, \dots, (n + q_0 - 1)$, описаний, обратное лапласово преобразование которых дает совокупность $P_j(t), j = 0, 1, 2, \dots, n$. Полученные соотношения следует подставить в (3). С другой стороны, в этой задаче переход в критическое состояние E_{n+q_0} возможен только из соседнего состояния E_{n+q_0-1} . Таким образом,

$$f(t) = \dot{P}_{n+q_0}(t) = \lambda P_{n+q_0-1}(t). \quad (8)$$

Поэтому при решении системы (7) достаточно найти только

$$\pi_{n+q-1}(s) = \frac{\det A_{n+q-1}(s)}{\det A(s)}, \quad (9)$$

где A - матрица коэффициентов перед неизвестными $\pi_j(s)$ в системе уравнений (7). $A_{n+q-1}(s)$ - матрица, в которой столбец с номером $n+q-1$ заменен столбцом свободных членов.

Обратное преобразование Лапласа для соотношения (9) дает аналитическое описание $P_{n+q-1}(t)$, которое, с учетом (8), определяет искомую плотность распределения $f(t)$.

Теперь легко рассчитать вероятность того, что случайная продолжительность воздействия пиковой нагрузки λ окажется меньше, чем время достижения длиной очереди критического значения. Эта вероятность

$$P(\lambda) = \int_0^{\infty} f(t) \int_0^t g(t) dt. \quad (10)$$

Ясно, что соотношение (10) дает значение условной вероятности критического события, получаемое при условии, что пиковая интенсивность равна λ . Если по результатам наблюдений за реальным процессом функционирования узла известна определена плотность $h(\lambda)$ распределения величины пиковой нагрузки, то безусловная вероятность критического события определяется соотношением

$$P = \int_{n\mu}^{\infty} P(\lambda) d\lambda. \quad (11)$$

Аналитическое выражение (11) можно рассматривать как уравнение относительно параметров узла (n, μ, q_0) , получаемое, если задать численно допустимое значение вероятности P .

Выводы. Таким образом, получено соотношение, позволяющее рассчитать безусловную вероятность того, что в течение случайной продолжительности воздействия пиковой нагрузки длина очереди не достигнет критического значения. Это соотношение предлагается использовать для расчета технических характеристик узла, обеспечивающих выполнение требований к информационной безопасности системы.

Список литературы

1. Столингс В. Современные компьютерные сети: Пер. с англ.- СПб.: ПИТЕР, 2003.- 783 с.
2. Хинчин А. Я. Работы по математической теории массового обслуживания. -М.: Физматгиз, 1963.- 384 с.

Информационная модель апертурного представления изображений

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба

1. Введение

Разработка методов компактного представления видеоданных является актуальным направлением научных исследований [1 – 3]. Это обусловлено необходимостью снижения объемов передаваемых данных по информационно-телекоммуникационным системам. В противном случае возникают задержки в доведении информации, что приводит к снижению эффективности решения целого комплекса важных народно-хозяйственных задач.

2. Постановка задачи

Существующие методы сжатия без потери качества не обеспечивают для целого ряда прикладных областей необходимой степени сжатия. Одним из направлений снижения суммарного времени на обработку и передачу данных является совершенствование методов сжатия с выявлением апертурных характеристик. При этом необходимо обосновать, что такая возможность существует. Поэтому **цель статьи** заключается в построении информационной модели апертурного представления изображений.

3. Обоснование возможности представления массивов длин серий в смешанном полиадическом пространстве

Выявление апертурных характеристик изображений проводится на основе оператора φ_a для $i=1, \overline{Z_{стр}}$, $j=1, \overline{Z_{стб}}$, заданного следующими выражениями:

- если $h(\min)_{\alpha\beta} \leq a_{ij} \leq h(\max)_{\alpha\beta}$, то $a_{ij} \in h_{\alpha\beta}$ и $\ell_{\alpha\beta} = \ell_{\alpha\beta} + 1$;
- если $h(\min)_{\alpha\beta} \geq a_{ij}$ или $a_{ij} \leq h(\max)_{\alpha\beta}$, то $a_{ij} \notin h_{\alpha\beta}$.

Тогда формируется новая аппретура. Для неравенства $\beta+1 \leq n_a$ массив апертур продолжается заполняться по текущей строке $\ell_{\alpha, \beta+1} = 1$. Для соотношения $\beta+1 > n_a$ и $\alpha+1 \leq m_a$ массив апертур начинает заполняться по новой строке $\ell_{\alpha+1, \beta} = 1$. В противном случае, для $\beta+1 > n_a$ и $\alpha+1 > m_a$ текущий массив будет полностью сформирован. В этом случае на выходе будут получены два массива структурных характеристик апертур изображений q . Где a_{ij} - ij -й элемент изображения; $h(\min)_{\alpha\beta}$, $h(\max)_{\alpha\beta}$ - соответственно минимальное и максимальное значение $\alpha\beta$ -й апертурности изображения; $h_{\alpha\beta}$ - цветовая координата $\alpha\beta$ -й апертурности изображения; $\ell_{\alpha\beta}$ - длина $\alpha\beta$ -й апертурности изображения; m_a, n_a - соответственно количество строк и столбцов в массиве апертурных характеристик, $\alpha = \overline{1, m_a}$ и $\beta = \overline{1, n_a}$; H, L - массивы соответственно

цветовых координат $H = \{h_{\alpha\beta}\}_{\alpha=\overline{1, m_a}, \beta=\overline{1, n_a}}$ и длин серий $L = \{\ell_{\alpha\beta}\}_{\alpha=\overline{1, m_a}, \beta=\overline{1, n_a}}$ апертур изображений.

Процесс формирования массивов апертур продолжается до тех пор, пока не обработаны полностью все элементы изображения. Поскольку фрагменты изображения в различных частях кадра имеют разные статистические и структурные характеристики, то динамический диапазон элементов составляющих апертuru и ее длина будут характеризоваться неравномерностью распределения. При этом под динамическим диапазоном цветовой координаты апертуры изображения принимается среднее значение допустимого диапазона $\bar{h}_{\alpha\beta}$. Соответственно под динамическим диапазоном апертурных характеристик понимается: для массива L - разность между максимальным $\ell_{\alpha, \max}$ и $\ell_{\alpha, \min}$ минимальными значениями длин апертур $\ell_{\alpha, \max} - \ell_{\alpha, \min} = d(\ell)_{\alpha}$, где $d(\ell)_{\alpha}$ - величина динамического диапазона α -й строки массива длин апертур; для массива H - разность между максимальным $h_{\alpha, \max}$ и минимальным $h_{\alpha, \min}$ значениями цветовых координат апертур изображений $h_{\alpha, \max} - h_{\alpha, \min} = d(h)_{\alpha}$, где $d(h)_{\alpha}$ - величина динамического диапазона α -й строки массива цветовых координат апертурных характеристик.

В зависимости от класса изображений проявляются следующие особенности динамических диапазонов апертурных характеристик:

1. Для сильнонасыщенных фотовидеореалистических изображений характерны значения длин апертур с ограниченным динамическим диапазоном ($d(\ell)_{\alpha} \ll \ell_{\max}$, $\alpha = \overline{1, m_a}$), где ℓ_{\max} - заранее заданное максимальное значение длины апертуры. Это объясняется небольшими размерами областей одного цвета, а также низкой степенью когерентности фрагментов изображений такого класса. Соответственно из-за большого количества резких перепадов собственных сильнонасыщенным реалистическим изображениям, а также высоким содержанием областей всплесков динамический диапазон цветовых координат апертур $d(h)_{\alpha}$ будет отличаться нестационарностью и динамичностью своих характеристик. В общем случае в разных частях реалистических изображений будет различная степень насыщенности.

2. Максимальные значения длин апертур наблюдаются для слабонасыщенных реалистических и искусственных изображений. Это обусловлено большим количеством областей обладающих свойствами когерентности и большим количеством областей, имеющих постоянную цветовую характеристику, что приводит к тому, что выполняется условие ($d(\ell)_{\alpha} \rightarrow \max$, $\alpha = \overline{1, m_a}$).

Отсюда следует, что для широкого класса реалистических и искусственных изображений характеристики $d(\ell)_{\alpha}$ и $d(h)_{\alpha}$, вычисленные для массивов апертурных характеристик, характеризуются свойствами:

1. Неравномерное распределение значений динамических диапазонов в строках массивов апертурных характеристик H , L - для реалистических изображений с быстроменяющимся структурным содержанием.

2. Преобладание величин $d(\ell)_{\alpha}$ и $d(h)_{\alpha}$ с максимально допустимыми значениями, что соответствует искусственным изображениям типа "Мнемосхем", а также изображениям, содержащим графики и таблицы.

С учетом выявленных особенностей элементы $\ell_{\alpha\beta}$ и $h_{\alpha\beta}$ массивов апертурных характеристик можно рассматривать как числа, имеющие различный динамический диапазон, равный соответственно $d(\ell)_\alpha$ и $d(h)_\alpha$. Определим законы распределения динамических диапазонов массивов апертурных характеристик для массива длин апертур как $P\{d(\ell)_\alpha\}$, а для массива цветowych координат апертур как $P\{d(h)_\alpha\}$:

$$P\{d(\ell)_\alpha\} = P\{d(\ell)_\alpha = d(\ell)\}; \quad (1)$$

$$P\{d(h)_\alpha\} = P\{d(h)_\alpha = d(h)\}, \quad (2)$$

где $P\{d(\ell)_\alpha = d(\ell)\}$ - вероятность случайного события, состоящего в том, что величина динамического диапазона в α -й строки массива длин апертур будет равна $d(\ell)$; $P\{d(h)_\alpha = d(h)\}$ - вероятность события, состоящего в том, что случайная величина динамического диапазона в α -й строки массива цветowych координат апертур будет равна $d(h)$.

Если в соответствии с процессом упаковки числовых значений по правилу Бодо представить значения величин $\ell_{\alpha\beta}$ и $h_{\alpha\beta}$ массивов длин апертур и массивов цветowych координат, то их длины кодовых комбинации будут ограничены сверху величинами:

$$\log_2 \ell_{\alpha\beta} \leq \log_2 d(\ell)_\alpha \text{ для } \beta = \overline{1, n_a}; \quad (3)$$

$$\log_2 h_{\alpha\beta} \leq \log_2 d(h)_\alpha \text{ для } \beta = \overline{1, n_a}, \quad (4)$$

где $\log_2 \ell_{\alpha\beta}$ и $\log_2 h_{\alpha\beta}$ - количество разрядов, отводимых на представление соответственно длины и цветовой координаты $\alpha\beta$ -й апертур; $\log_2 d(\ell)_\alpha$ и $\log_2 d(h)_\alpha$ - количество разрядов отводимых на представление одной величины динамического диапазона соответственно массива длин и массива цветowych координат апертур.

В соответствии с выражениями (3) и (4) кодовые представления одного столбца $L^{(\beta)}$ массива длин и одного столбца $H^{(\beta)}$ цветowych координат апертур изображений будут ограничены следующим количеством разрядов:

$$\log_2 L^{(\beta)} \leq \sum_{\alpha=1}^{m_a} \log_2 d(\ell)_\alpha; \quad (5)$$

$$\log_2 H^{(\beta)} \leq \sum_{\alpha=1}^{m_a} \log_2 d(h)_\alpha, \quad (6)$$

где $\sum_{\alpha=1}^{m_a} \log_2 d(\ell)_\alpha$ и $\sum_{\alpha=1}^{m_a} \log_2 d(h)_\alpha$ - максимальное количество разрядов, затрачиваемое на представление соответственно столбца $L^{(\beta)}$ и столбца $H^{(\beta)}$: $L^{(\beta)} = \{\ell_{1\beta}, \ell_{2\beta}, \dots, \ell_{\alpha\beta}, \dots, \ell_{m_a\beta}\}$; $H^{(\beta)} = \{h_{1\beta}, h_{2\beta}, \dots, h_{\alpha\beta}, \dots, h_{m_a\beta}\}$; $\log_2 L^{(\beta)}$, $\log_2 H^{(\beta)}$ - количество разрядов, затрачиваемое на представление соответственно элементов столбца $L^{(\beta)}$ и столбца $H^{(\beta)}$.

Поскольку законы распределения $P\{d(\ell)_\alpha\}$ и $P\{d(h)_\alpha\}$ в общем случае являются неравномерными, то оценка количества информации, минимум приходящейся на одну величину $d(\ell)$ и величину $d(h)$, будут находиться соответственно по выражениям:

$$H(d(\ell)) = \sum_{\alpha=1}^{m_a} P\{d(\ell)=d(\ell)_\alpha\} \log_2 d(\ell)_\alpha; \quad (7)$$

$$H(d(h)) = \sum_{\alpha=1}^{m_a} P\{d(h)=d(h)_\alpha\} \log_2 d(h)_\alpha, \quad (8)$$

где $H(d(\ell))$ и $H(d(h))$ - количество информации, минимум приходящейся соответственно на одну величину $d(\ell)_\alpha$ и $d(h)_\alpha$.

Расписав правые части неравенств (5) и (6), получим

$$\log_2 L^{(\beta)} \leq \log_2 \prod_{\alpha=1}^{m_a} d(\ell)_\alpha; \quad (9)$$

$$\log_2 H^{(\beta)} \leq \log_2 \prod_{\alpha=1}^{m_a} d(h)_\alpha, \quad (10)$$

где $\prod_{\alpha=1}^{m_a} d(\ell)_\alpha$ и $\prod_{\alpha=1}^{m_a} d(h)_\alpha$ - накопленные произведения соответственно величин $d(\ell)_\alpha$ и $d(h)_\alpha$ по всем строкам массивов апертурных характеристик.

Неравенства (9) и (10) будут выполняться не только для всех элементов столбцов массивов апертурных характеристик, но и для части элементов

$$\log_2 L_\xi^{(\beta)} \leq \log_2 \prod_{\alpha=\xi}^{m_a} d(\ell)_\alpha; \quad (11)$$

$$\log_2 H_\xi^{(\beta)} \leq \log_2 \prod_{\alpha=\xi}^{m_a} d(h)_\alpha, \quad (12)$$

где $\log_2 L_\xi^{(\beta)}$ и $\log_2 H_\xi^{(\beta)}$ - условное обозначение кодового представления ξ элементов β -х столбцов, принадлежащих соответственно массивам длин и цветовых координат апертурных характеристик; $\prod_{\alpha=\xi}^{m_a} d(\ell)_\alpha$ и $\prod_{\alpha=\xi}^{m_a} d(h)_\alpha$ - накопленные произведения соответственно величин $d(\ell)_\alpha$ и $d(h)_\alpha$ для ξ элементов β -х столбцов массивов апертурных характеристик.

При добавлении к формируемой кодовой комбинации очередного элемента $\ell_{\xi\beta}$ (для массива длин апертур) и $h_{\xi\beta}$ (для массива цветовых координат апертур) суммарное количество разрядов верхней границы увеличивается соответственно на $\log_2 d(\ell)_\xi$ и $\log_2 d(h)_\xi$. Из анализа подлогарифмических величин неравенств (9) – (12) следует, что каждый α -й добавляемый элемент характеризуется величиной накопленного произведения $\prod_{\alpha=\xi}^{m_a} d(\ell)_\alpha$ - если добавляется

элемент $\ell_{\xi\beta}$ и $\prod_{\alpha=\xi}^{m_a} d(h)_\alpha$ - если добавляется элемент $h_{\xi\beta}$. В этом случае количество разрядов, отводимое на кодовое представление столбцов $L^{(\beta)}$ и $H^{(\beta)}$ вычисляется соответственно на основе выражений:

$$\log_2 N(\ell)_\beta = \log_2 \sum_{\xi=1}^{m_a} \ell_{\xi\beta} \left(\prod_{\alpha=\xi+1}^{m_a} d(\ell)_\alpha \right); \quad (13)$$

$$\log_2 N(h)_\beta = \log_2 \sum_{\xi=1}^{m_a} h_{\xi\beta} \left(\prod_{\alpha=\xi+1}^{m_a} d(h)_\alpha \right), \quad (14)$$

где $\log_2 N(\ell)_\beta$, $\log_2 N(h)_\beta$ - количество разрядов, необходимое для кодового представления столбцов $L^{(\beta)}$ и $H^{(\beta)}$ с учетом неравномерности динамических диапазонов их элементов.

Причем с учетом неравенств (11) и (12) максимальной границей величин $\log_2 N(\ell)_\beta$, $\log_2 N(h)_\beta$ соответственно будут значения $\prod_{\alpha=1}^{m_a} d(\ell)_\alpha$ и $\prod_{\alpha=1}^{m_a} d(h)_\alpha$:

$$\log_2 N(\ell)_\beta = \log_2 \sum_{\xi=1}^{m_a} \ell_{\xi\beta} \left(\prod_{\alpha=\xi+1}^{m_a} d(\ell)_\alpha \right) \leq \log_2 \prod_{\alpha=1}^{m_a} d(\ell)_\alpha; \quad (15)$$

$$\log_2 N(h)_\beta = \log_2 \sum_{\xi=1}^{m_a} h_{\xi\beta} \left(\prod_{\alpha=\xi+1}^{m_a} d(h)_\alpha \right) \leq \log_2 \prod_{\alpha=1}^{m_a} d(h)_\alpha. \quad (16)$$

Отсюда величины в правой части неравенства (15) и неравенства (16) являются максимальным количеством разрядов $W(\ell)_{\max}^{(1)}$ и $W(h)_{\max}^{(1)}$, затрачиваемых на представление одного кода-номера столбца массива длин и массива цветковых координат с учетом неравномерности динамических диапазонов апертурных характеристик изображений:

$$W(\ell)_{\max}^{(1)} = \log_2 \prod_{\alpha=1}^{m_a} d(\ell)_\alpha; \quad (17)$$

$$W(h)_{\max}^{(1)} = \log_2 \prod_{\alpha=1}^{m_a} d(h)_\alpha. \quad (18)$$

В свою очередь произведения динамических диапазонов в строках $\prod_{\alpha=1}^{m_a} d(\ell)_\alpha$ и $\prod_{\alpha=1}^{m_a} d(h)_\alpha$ ограничено сверху величиной произведения предельных значений длин ℓ_{\max} и цветковых координат d_{\max} серий по m_a строкам

$$\prod_{\alpha=1}^{m_a} d(\ell)_\alpha \leq (\ell_{\max} + 1)^{m_a}. \quad (19)$$

$$\prod_{\alpha=1}^{m_a} d(h)_\alpha \leq (d_{\max} + 1)^{m_a}. \quad (20)$$

Причем сумма логарифмов от правых частей неравенств (19) и (20) является максимальным значением объема $W_{\max}^{(1)}$ цифрового представления элементов видеоданных соответствующих первым столбца массивов длин и цветковых координат апертур

$$\begin{aligned} W_{\max}^{(1)} &= \log_2 (d_{\max} + 1)^{m_a} + \log_2 (\ell_{\max} + 1)^{m_a} = \\ &= m_a (\log_2 (d_{\max} + 1) + \log_2 (\ell_{\max} + 1)). \end{aligned} \quad (21)$$

Количество разрядов $W^{(1)}$, отводимое на представление элементов видеоданных соответствующих столбцам массивов длин апертур и их цветковых координатам, вычисленное через значения длин апертур равно

$$W^{(1)} = \left(\sum_{\alpha=1}^{m_a} \ell_{\alpha\beta} \right) \log_2 (d_{\max} + 1), \quad (22)$$

где $\sum_{\alpha=1}^{m_a} \ell_{\alpha\beta}$ - количество элементов видеоданных соответствующих одному столбцу длин апертур.

В зависимости от величин m_a и ℓ_{\max} значение объема $W_{\max}^{(1)}$ может быть большим равным или меньшим, чем значение объема $W^{(1)}$.

С учетом соотношений (15), (16) и (19), (20) выполняются неравенства:

$$W(\ell)_{\max}^{(1)} + W(h)_{\max}^{(1)} \leq W_{\max}^{(1)} ; \quad (23)$$

$$W(\ell)_{\max}^{(1)} + W(h)_{\max}^{(1)} \leq W^{(1)} , \quad (24)$$

где $W(\ell)_{\max}^{(1)} + W(h)_{\max}^{(1)}$ - суммарное количество разрядов, отводимое на представление кодов-номеров столбцов массива длин и массива цветowych координат апертур, полученных с учетом неравномерности динамических диапазонов апертурных характеристик.

Знак равенства в выражении (23) будет только в том случае, когда одновременно выполняются условия:

- значение динамического диапазона в каждой строке массива длин апертур равно предельно возможному значению длин серий ℓ_{\max} :

$$d(\ell)_{\alpha} = \ell_{\max} , \quad \alpha = \overline{1, m_a} .$$

- значение динамического диапазона в каждой строке массива цветowych координат апертур равно значению d_{\max} : $d(h)_{\alpha} = d_{\max} , \quad \alpha = \overline{1, m_a} .$

Во всех остальных случаях будет выполняться неравенство $W(\ell)_{\max}^{(1)} + W(h)_{\max}^{(1)} < W_{\max}^{(1)}$. Значит сжатие массивов апертурных характеристик в результате формирования кодов-номеров, учитывающих неравномерность динамических диапазонов их элементов произойдет в том случае, если выполняются условия (22) и (23).

6. Выводы.

1. Создана информационная модель апертурного представления изображений, учитывающая нестационарность статистических свойств (закон распределения вероятностей появления длин и цветowych координат апертур) апертурных характеристик.

2. Обосновывается, что в массивах апертурных характеристиках существует избыточность, вызванная неравномерностью распределения значений их динамических диапазонов. На ее основе обосновывается выбор направления дополнительной обработки для повышения степени сжатия изображений.

3. Показано, что для дополнительного повышения степени сжатия элементы массивов апертурных характеристик должны представляться как числа с неравновесными весовыми характеристиками.

Список литература

1. Зубарев Ю.В., Дворкович В.П. Цифровая обработка телевизионных и компьютерных изображений. – М.: Международный центр научной и технической информации, 1997.– 212 с.
2. Ватолин В.И., Ратушняк А., Смирнов М., Юкин В. Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео. – М.: ДИАЛОГ – МИ-ФИ, 2002. – 384 с.
3. Баранник В.В., Королева Н.А. Информационная модель представления серий элементов изображений полиадическими кодами // АСУ и приборы автоматизи. – 2001. – Вып 117. – С. 36 – 43.

Математическая модель для оценки эффективности системы технического обслуживания и ремонта, включая температурные нагрузки

Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины

В статье проведена разработка математической модели и программно-математического обеспечения для оценки эффективности системы технического обслуживания и ремонта (ТОиР). По результатам моделирования представлены предложения по корректировке плана ТОиР. Существуют программы оценки ошибок первого и второго рода на языке СИ, а также предложения по применению наземной автоматизированной системы контроля (НАСК) в составе летно-вычислительной службы (ЛВС) на основе анализа существующей информации.

Система ТОиР для самолетов ТУ–204 и ИЛ–96–300 рассмотрена как объект математического моделирования. Формализация системы проведена на базе граф–модели, включающей замкнутое множество состояний на трех уровнях иерархии процесса технической эксплуатации (самолет–комплекс–демонтированный блок). Состояния, отражающие все возможные затраты на ТОиР комплекса, объединены направленными вероятностными переходами. Предложены аналитическая и статистическая модели, позволяющие оценить эффективность плана и организации и рассчитать показатели программы ТоиР, включая температурные воздействия.

Программы расчета ошибок первого и второго рода на языке СИ рассматриваются для следующих позиций:

- для аналоговых сигналов;
- для одного бита информации;
- для биполярного кода;
- для разовой команды (в том числе, для температуры наружного воздуха);
- для N – каналов контроля;
- для обобщенной оценки достоверности контроля на НАСК.

Под системой ТОиР понимается совокупность объекта контроля средств контроля комплекса программ ТОиР и обслуживающего персонала.

При моделировании следует учитывать ряд особенностей рассматриваемого комплекса, системы его ТОиР и условий применения.

К ним относятся:

- наличие большого количества (около 100) блоков в составе комплекса
- наличие развитой системы эксплуатационного контроля (СЭК), включающей в себя бортовые автоматизированные средства контроля, реализованные в виде (ВСК) и в системе сбора и локализации отказов (ССЛО); наземно–бортовые автоматизированные средства контроля (НБАСК), представленные в виде комплексов МСРП–А и ЛУЧ–84 и системы автоматического обмена данными САОД и “Арлекин”; наземное автоматизированное средство контроля (НАСК), реализованное на базе НАСК “Цифра”;
- оперативное ТО по форме “А” в транзитном аэропорту и по форме в

- базовом аэропорту через 10–12 полетов, но не реже, чем раз в двое суток;
- периодическое ТО производится по $\Phi_1=300$ л.ч. и $\Phi_2=3000$ л.ч. (работы определены по формам “Ф1” с равной трудоемкостью);
 - использование метода ТЭ по состоянию до отказа (ТЭО) практически возможно для всех блоков комплекса (исключением является резервный авиагоризонт АГД–96);
 - восстановление комплекса предусматривается заменой отказавших блоков на борту самолета с последующим их восстановлением в АТБ заменой отказавших плат и модулей из-за температуры или ремонтом на авиаремонтном заводе (АРЗ);
 - отсутствие регулировок и подстроечных работ при устранении отказов на борту;
 - наличие приборного оборудования (ПО), влияющего на надежность и эксплуатационные характеристики комплекса.

Учет вышеперечисленных особенностей приводит к построению граф-модели процесса ТОиР. Состояния процесса отражают возможные составляющие затрат, связанные с ТЭ комплекса и его составных элементов. Формализованное описание процесса ТОиР типовой системы представлено в работах [2,3].

Иерархическая структура граф-модели, отражающей возможные составляющие затрат, связанные с эксплуатацией комплекса и его элементов, с учетом вышеизложенных особенностей, представлена множеством состояний на трех уровнях: самолета, комплекса и демонтированного блока, изображенным на рис.1.

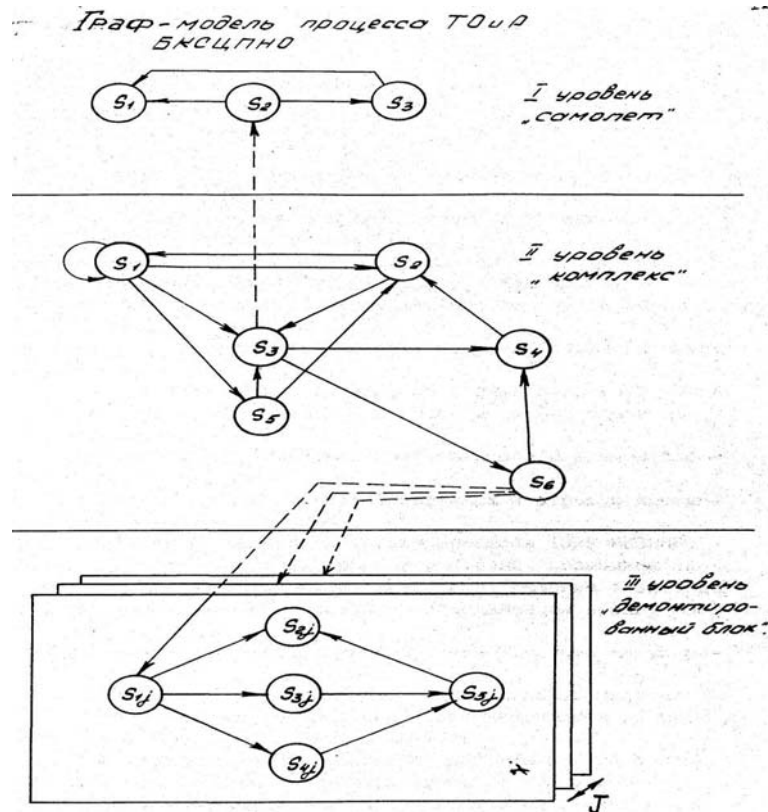


Рис.1. Граф-модель, отражающая возможные составляющие затрат, связанные с эксплуатацией комплекса и его элементов

Далее рассматриваются два основных варианта реализации ПО НАСК с точки зрения обеспечения взаимодействия с информационной системой авиапредприятия через ЛВС. Рассмотрены способы реализации наиболее перспективного варианта, возможные ограничения и методы их устранения при переходе с обобщенной на конкретную реализацию ЛВС.

Анализ суммарного времени рабочей загрузки НАСК блоками БКСЦСНО показывает необходимость в увеличении числа постов НАСК в рассматриваемой АТБ при увеличении парка самолетов следующим образом:

1. По результатам прогноза:
 - при парке до 16÷18 самолетов 1 НАСК;
 - при парке до 36÷40 самолетов 2 НАСК;
 - при парке свыше 40 самолетов 3 НАСК.
2. По данным разработчика:
 - при парке до 42÷45 самолетов 1 НАСК;
 - при парке свыше 45 самолетов 2 НАСК.

На рис. 2. показана возможность оценки наличия резерва времени для контроля другого бортового оборудования на НАСК.

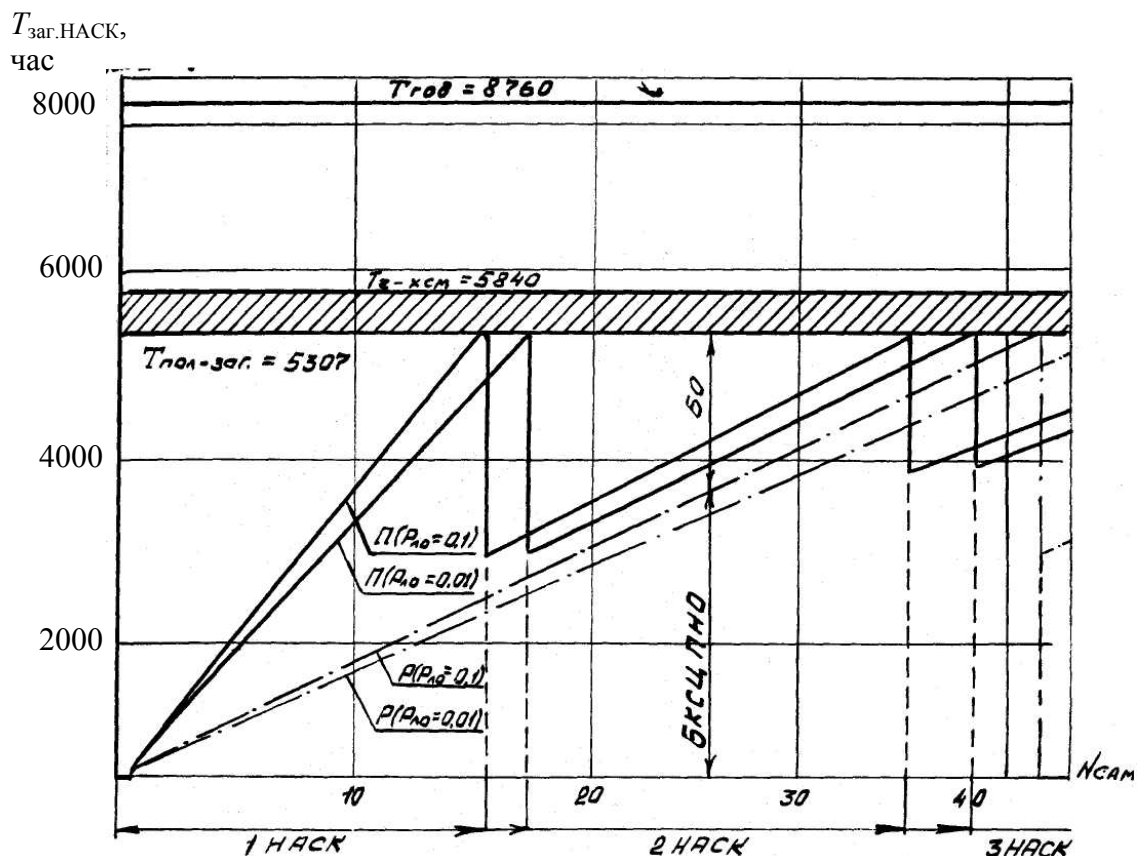


Рис. 2. Оценка наличия резерва времени для контроля температуры бортового оборудования на НАСК

Выводы

Уровень надежности для принятия решения, в представленном плане ТОиР представляет собой суммарную интенсивность отказов заданную разработчиком каждой конкретной системы (для БВП $\lambda = \omega(t) = 850,5$ 1/ч). Такой подход к определению уровня принятия решения не учитывает случайного характера возникновения отказов изделий и может периодически приводить к ситуации, связанной с необходимостью принимать решение о продолжении или приостановлении процесса ТОиР данного изделия, в соответствии с имеющимся планом ТоиР. Уровень надежности для принятия решения должен учитывать существующую, не нулевую дисперсию (разброс) значений параметра потока отказов $\omega(t)$, в том числе, от температурных воздействий, на интервалах эксплуатации соответствующих периоду контроля $\omega(t)$, эксплуатируемого парка изделий. Распределение отказов авиационной техники по причинам их возникновения представлено в табл.1 [4].

Таблица 1

Распределение отказов по причинам их возникновения

Причина возникновения	Конструкт	Производств	По вине Эри	Т-ра	Эксплуатац	Не установлено
Количество отказов	10	53	13	15	5	4

Так, по результатам моделирования случайного процесса $\omega(t)$ БВП–1 и ИМ–3, задавалась среднеквадратичным отклонением $\sigma_{\lambda(t)}$ (при уровнях потока ложных съёмов изделия) можно получить следующие уровни надежности с учетом термостойкости для принятия решения:

– по данным разработчика:

$$(\text{БВП}–1) = (0,90 \div 0,95) \cdot 10^{-3}, \text{ 1/л.ч};$$

$$(\text{ИМ}–2) = (0,39 \div 0,42) \cdot 10^{-3}, \text{ 1/л.ч};$$

– по результатам прогноза

$$(\text{БВП}–1) = (2,8 \div 3,2) \cdot 10^{-3}, \text{ 1/л.ч};$$

$$(\text{ИМ}–2) = (2,75 \div 2,99) \cdot 10^{-3}, \text{ 1/л.ч}.$$

Список литературы

1. Иыуду К.А. Оптимизация устройств автоматики по критерию надежности. - М.: Энергия, 1966. - 194 с.
2. Надежность и эффективность в технике. Справочник. - М.: Машиностроение, 1988. - 320 с.
3. Математическая модель и программно-математическое обеспечение для оценки эффективности плана, организации и показателей системы ТОиР. / Отчет научно-экспериментального центра автоматизации управления воздушным движением. – М.: 1990, 171 с.
4. Анализ отказов изделий наземного и бортового оборудования. / Отчет серийно-выпускаемых ОАО «Авиаконтроль» изделий наземного и бортового оборудования в период их производства, испытаний и эксплуатации. – Харьков: 1992, 33 с.

К вычислению вектора потока в методах граничных элементов

Харьковский институт ВВС

В настоящее время при решении многих инженерных задач, которые сводятся к анализу уравнений Лапласа, Пуассона и Гельмгольца, широкое применение получили методы граничных элементов (МГЭ) [1 – 9]. МГЭ привлекают простотой постановки краевых задач, уменьшением на единицу размерности рассматриваемой задачи и удовлетворительной для практических приложений точностью получаемых результатов. Численной реализации МГЭ посвящены многие работы [1 – 5]. В этих работах достаточно хорошо разработаны алгоритмы вычисления коэффициентов матриц систем алгебраических уравнений, аппроксимирующих интегральные представления решений исходных дифференциальных уравнений. В то же время алгоритмам вычисления вектора потока внутри расчетной области уделено недостаточно внимания. Необходимость вычисления вектора потока возникает в задачах анализа поля течения вокруг тела, обтекаемого потенциальным потоком жидкости [10], в задачах расчета теплового потока [8] и в других приложениях [4 - 6]. Приведенные в работах [1,3,11] квадратурные формулы расчета вектора потока имеют низкую точность вблизи граничной поверхности [12], являются громоздкими и содержат трансцендентные функции, вычисление которых на ЭВМ требует больших затрат времени и удвоенной точности представления чисел [13]. В настоящей работе предложены простые алгоритмы вычисления градиента от потенциалов двойного и простого слоев. Данные алгоритмы рассмотрены на примере решения методом граничных элементов трехмерной задачи обтекания твердого тела потенциальным потоком несжимаемой жидкости. Распространение предложенных алгоритмов для других приложений МГЭ не составляет большого труда.

Интегральное представление решений дифференциального уравнения Лапласа в виде суммы потенциалов двойного и простого слоев имеет вид [14]

$$\varphi(\vec{\xi}) = E \iint_S \left(\mu(\vec{y}) \vec{n}_y \cdot \vec{\nabla}_y \left(\frac{1}{r} \right) - \nu(\vec{y}) \frac{1}{r} \right) dS(\vec{y}), \quad (1)$$

где φ – скалярная функция потенциала;

μ, ν – интенсивности, соответственно, потенциала двойного слоя и потенциала простого слоя;

S, \vec{n}_y – поверхность тела и нормаль к ней в точке y ;

$r = |\vec{\xi} - \vec{y}|$ – расстояние от точки интегрирования до точки вычисления φ ;

$$E = \begin{cases} 2\pi, & m.\xi \in S, \\ 4\pi, & m.\xi \notin S. \end{cases}$$

Вектор потока в точке ξ определяется как градиент от функции $\varphi(\vec{\xi})$:

$$\text{grad } \varphi(\vec{\xi}) = E \iint_S \left(\vec{\nabla}_{\xi} \left(\mu(\vec{y}) \vec{n}_y \cdot \vec{\nabla}_y \left(\frac{1}{r} \right) - \nu(\vec{y}) \frac{1}{r} \right) \right) dS(\vec{y}). \quad (2)$$

В интегральном уравнении (ИУ) (1) интенсивность потенциала простого слоя известна из граничного условия непротекания на S : $\nu = \frac{\partial \varphi}{\partial n}$. При численном решении ИУ (1) поверхность S аппроксимируется совокупностью малых граничных элементов (панелей): $\bigcup_{k=1}^N \sigma_k = S$, $\sigma_j \cap \sigma_k = 0$ при $j \neq k$, а функция φ – кусочно-постоянной функцией. В результате приходят к системе линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных значений интенсивности потенциала двойного слоя в центрах панелей σ_k .

Градиенты от потенциалов двойного и простого слоев, имеющие физический смысл индуктивных скоростей от диполей и источников (стоков), определяются выражениями

$$\vec{V}'_{\mu} = \text{grad } \varphi_{\mu}(\vec{\xi}) = E \sum_{k=1}^N \mu_k \iint_{\sigma_k} \vec{\nabla}_{\xi} (\vec{n}_y \cdot \vec{\nabla}_y \left(\frac{1}{r} \right)) d\sigma_k, \quad (3)$$

$$\vec{V}'_{\nu} = \text{grad } \varphi_{\nu}(\vec{\xi}) = E \sum_{k=1}^N \nu_k \iint_{\sigma_k} \vec{\nabla}_{\xi} \left(\frac{1}{r} \right) d\sigma_k. \quad (4)$$

В (3) и (4) подстрочные индексы ξ означают вычисление параметров в расчетной точке ξ , а индексы μ и ν относятся к потенциалам, соответственно, двойного и простого слоев.

Рассмотрим вычисление градиента от потенциала двойного слоя. Квадратурные формулы вычисления интеграла, входящего в выражение (3), выведенные с помощью описания поверхности граничного элемента σ_k различными способами, приведены в работах [1, 3, 11]. Расчеты по этим формулам, как отмечалось выше, вызывают определенные трудности. Более простая формула вычисления \vec{V}'_{μ} получается при предварительном применении теоремы Стокса [15] и преобразовании поверхностного интеграла в выражении (3) в контурный:

$$\iint_{\sigma_k} \vec{\nabla}_{\xi} (\vec{n}_y \cdot \vec{\nabla}_y \left(\frac{1}{r} \right)) d\sigma_k = \oint_{L_k} \frac{\vec{r} \times d\vec{L}}{r^3}, \quad (5)$$

где L_k – контур, на который опирается граничный элемент σ_k .

В механике жидкости и газа выражение (5) известно как теорема об эквивалентности поля скоростей, индуцируемых замкнутой вихревой нитью и слоем диполей, распределенных по поверхности σ_k , опирающейся на контур L_k вихревой нити, с интенсивностью, равной напряженности вихревой нити [16].

Квадратурные формулы для контурного интеграла в (5) при аппроксимации L_k ломаной линией приведены в работах [17, 18]. Соответствующая формула для одного отрезка ломаной линии (вихревого отрезка в терминах механики жидкости и газа) имеет вид [17]

$$\int_{L_{1-2}} \frac{\vec{r} \times d\vec{L}}{r^3} = \vec{r}_{10} \times \vec{r}_{20} \cdot \left(\frac{1}{r_{10}} + \frac{1}{r_{20}} \right) \cdot \frac{1}{\vec{r}_{10} \cdot \vec{r}_{20} + \vec{r}_{10} \times \vec{r}_{20}}, \quad (6)$$

где $\vec{r}_{10}, \vec{r}_{20}$ – радиус-векторы, проведенные из точки ξ в начало и конец вихревого отрезка L_{1-2} .

При значениях $5 \leq r/b_k \leq 10$, где b_k – характерный линейный размер граничного элемента σ_k , контурный интеграл в (5) можно заменить средним значением подинтегральной функции:

$$\int_{L_{1-2}} \frac{\vec{r} \times d\vec{L}}{r^3} = -\frac{\vec{r}_{cp} \times (\vec{r}_2 - \vec{r}_1)}{r_{cp}^3}, \quad \vec{r}_{cp} = \frac{\vec{r}_1 + \vec{r}_2}{2}. \quad (7)$$

При значениях $r/b_k > 10$ достаточную точность расчета вектора потока от потенциала двойного слоя обеспечивает формула, получаемая осреднением подинтегральной функции в поверхностном интеграле (3). Эта формула совпадает с формулой для индуктивной скорости от точечного диполя, размещенного в центре элемента σ_k , и с моментом, равным произведению площади элемента $mes(\sigma_k)$ на интенсивность двойного слоя:

$$\vec{V}'_{\mu_k} = grad \varphi_{\mu_k}(\xi) = -\frac{\mu_k mes(\sigma_k)}{4\pi} \left(\frac{\vec{n}_k r^2 - 3\vec{r}(\vec{r} \cdot \vec{n}_k)}{r^5} \right). \quad (8)$$

Квадратурные формулы вычисления градиента от однородного потенциала простого слоя приведены в работах [1, 3, 10, 11]. Однако эти формулы неэффективны в вычислительном плане вследствие их громоздкости и содержания большого количества трансцендентных функций. Учитывая слабую особенность ядра потенциала простого слоя, предпочтительным является вычисление вектора потока от однородного потенциала простого слоя численным интегрированием. Методические исследования показали, что достаточную для практических приложений точность вычисления потока вектора от потенциала простого слоя, равномерно распределенного по поверхности малого граничного элемента σ_k , обеспечивает следующий алгоритм:

- при $r/b_k > 10$

$$\text{grad } \varphi_{v_k}(\vec{\xi}) = E v_k \frac{\text{mes}(\sigma_k) \vec{r}_k}{4\pi r_k^3};$$

- при $10 \geq r/b_k \geq 0,5$

$$\text{grad } \varphi_{v_k}(\vec{\xi}) = E \sum_{i=1}^{N_k} v_k \frac{\text{mes}(\sigma_{k_i}) \vec{r}_{k_i}}{4\pi r_{k_i}^3},$$

где N_k - количество малых дополнительных граничных элементов σ_{k_i} , на которые разбивается граничный элемент σ_k при численном интегрировании;

- в центре элемента σ_k

$$\text{grad } \varphi_{v_k}(\vec{\xi}) = -v_k \vec{n}_k 2\pi.$$

Вычисление вектора потока вблизи поверхности тела имеет ряд особенностей. Когда расстояние от поверхности тела до расчетной точки меньше меры дискретности, принятой при численном решении уравнений потенциального течения, при вычислении возмущенной скорости возникают большие погрешности. Для регуляризации решения вблизи граничной поверхности обычно вводят вычислительный радиус (радиус вихря), равный величине шага дискретизации по пространственным переменным, внутри которого величину градиента от потенциала двойного слоя полагают равным нулю [7,18] или линейно меняющейся функции [17,18]. В данной работе для обеспечения требуемой точности вычислений значения $\text{grad}\varphi$ вблизи S предлагается определять по следующему алгоритму. Сначала вычисляют значения потенциала φ в точках, находящихся по направлению нормали на расстоянии меры дискретности от S. По этим значениям и значениям φ в центрах граничных элементов определяют коэффициенты интерполяционного многочлена, с помощью которых находят значения φ в расчетных точках. Далее, с использованием формул центральных разностей рассчитывают возмущенные скорости $\vec{V}' = \nabla\varphi$. Предварительное вычисление φ в расчетных точках позволяет использовать свойства гармонических функций и особенности численного метода для обеспечения требуемой точности алгоритма:

- значения φ в центрах ячеек определяют из решения ИУ (1) и не требуют дополнительных вычислительных затрат;
- функция $\varphi(r)$ убывает при удалении от поверхности S обратно пропорционально r^2 , и поэтому высокую точность аппроксимации φ по нормали обеспечивает процедура квадратичной интерполяции;
- формула расчета потенциала двойного слоя обладает более высокой точностью и требует меньших затрат машинного времени, чем формулы расчета вектора потока от двойного слоя [19];
- эллиптический характер гармонических функций дает возможность применять простые центральные разностные схемы.

Описанный алгоритм позволил обеспечить достаточную точность вычисления \vec{V}' вблизи S. Для примера на рис. 1 и 2 показаны расчетные данные \vec{V}' , полученные для случая обтекания сферы единичного радиуса безвихревым

поток идеальной жидкости. На этих рисунках кривые 1 соответствуют данным аналитического решения, кривые 2 и 3 – данным численного решения, полученным, соответственно, без применения и с применением процедур интерполяции и разностной аппроксимации φ вблизи S .

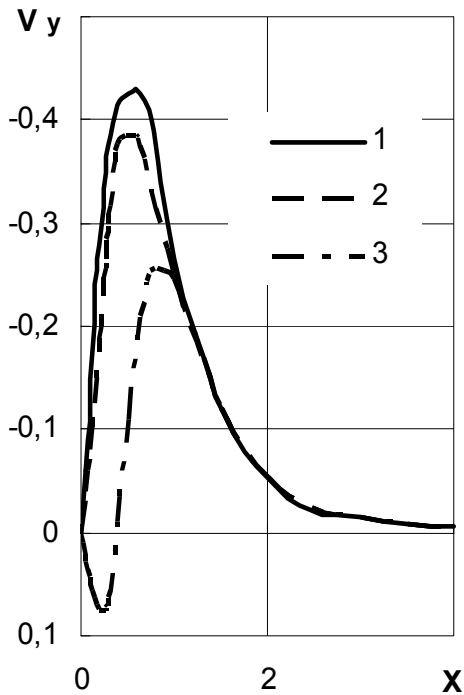


Рис. 1. Изменение составляющей возмущенной скорости по оси Y при $y = 1$

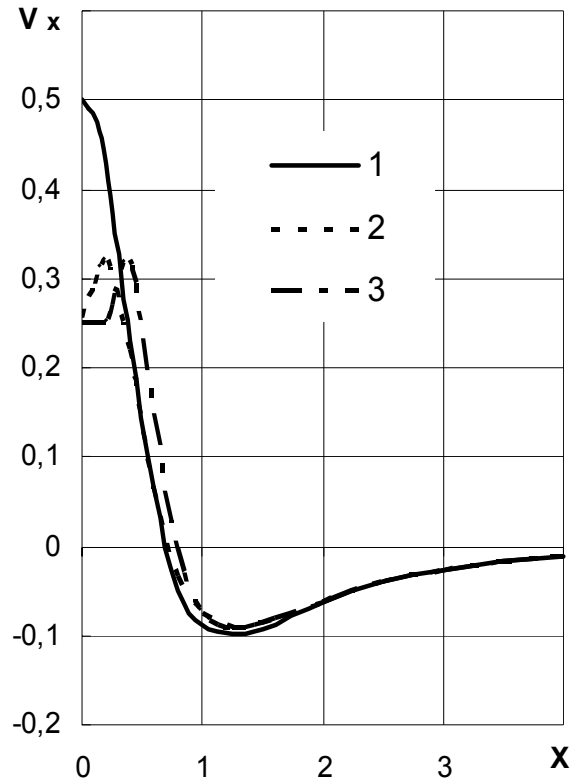


Рис. 2. Изменение составляющей возмущенной скорости по оси X при $y = 1$

Предлагаемые алгоритмы вычисления потоков от однородных потенциалов двойного и простого слоев существенно уменьшают требуемое время счета на ЭВМ и не требуют удвоенной точности представления чисел. Следовательно, использование разработанных алгоритмов в численных методах решения задач математической физики обеспечит минимальные погрешность накопления и время счета на ЭВМ, что важно при решении нестационарных задач, когда количество расчетных шагов (итераций) по времени достигает нескольких тысяч.

Таким образом, разработаны экономичные алгоритмы, которые могут быть использованы при разработке, на основе МГЭ, численных методов в аэрогидродинамике [7, 10, 18], электродинамике [6, 9], в теории лучистого теплообмена [8] и в других областях математической физики [1–6], где требуется вычислять градиенты от однородных потенциалов двойного и простого слоев.

Список литературы

1. Бенерджи П., Баттерфилд Р. Метод граничных элементов в прикладных науках: Пер. с англ. – М.: Мир, 1984. – 494 с.
2. Бреббия К., Уокер С. Применение метода граничных элементов в технике. – М.: Мир, 1982. – 248.
3. Бреббия К., Теллес Ж., Вроубел Л. Метод граничных элементов. - М.: Мир, 1987. – 524 с.
4. Громадка Т., Лей Ч. Комплексный метод граничных элементов в инженерных задачах. – М.: Мир, 1990. – 303 с.
5. Методы граничных интегральных уравнений. Вычислительные аспекты и приложения в механике // Новое в зарубежной науке. Механика. Вып. 15.- М.: Мир, 1978. – 210 с.
6. Колтон Д., Кресс Р. Методы интегральных уравнений в теории рассеяния: Пер. с англ. – М.: Мир, 1987. – 311 с.
7. Лифанов И.К. Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент в математической физике, аэродинамике, теории упругости и дифракции волн. - М.: ТОО "Янус", 1995. - 520 с.
8. Джайлз Г.Е., Уэндел М.В., Грей Л.Дж. Метод граничных элементов для трёхмерного теплообмена в областях с симметрией // Аэрокосмическая техника.- 1989.- №8.- С. 147 - 153.
9. Дмитриев В.Н., Захаров Е.В. Интегральные уравнения в краевых задачах электродинамики. - М.: МГУ, 1987.- 167 с.
10. Краус В. Панельные методы в аэродинамике // Численные методы в динамике жидкостей.- М.: Мир, 1981.- 407 с.
11. Chen L.T., Sucio E.O., Morino L. A finite element method for potential aerodynamics around complex configurations, AIAA Paper 74-107, Washington, D.C., 1974.
12. Тюрев В.В. Вычисление скоростей, индуцируемых произвольно деформирующейся вихревой поверхностью // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Харьков: НАКУ „ХАИ”, 2000. – Вып. 18(1). - С. 26 - 30.
13. Болсуновский А.Л., Герасимов С.В., Глушков Н.Н. Сравнение панельных методов расчета дозвукового обтекания телесных крыльев // Труды ЦАГИ, вып. 2357. – М.: ЦАГИ, 1987. - 31 с.
14. Линейные уравнения математической физики / В.М. Бабич, М.Б. Капилевич, С.Г. Михлин и др. - М.: Наука, 1964. – 368 с.
15. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике. – М.: Наука, 1987. – 831 с.
16. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1973. – 847 с.
17. Джонсон У. Теория вертолета: – М.: Мир, 1983. - Кн. 1 – 502 с.
18. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. - М.: Наука, 1965. – 242 с.
19. Калкаманов С.А. Экономичный алгоритм вычисления телесного угла в численных методах решения задач математической физики // Інтегровані технології та енергозбереження. – 2004 - №4. – С. 49 – 52.

Радіолокатор з каналом розпізнавання класу повітряної цілі на основі адаптивного решітчастого фільтру

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Метою статті є аналіз можливостей використання адаптивних методів цифрового спектрального аналізу (ЦСА) та комбінованих адаптивних методів ЦСА на основі адаптивного решітчастого фільтру (АРФ), шляхів технічної реалізації методів і пристроїв адаптивної обробки радіолокаційної інформації при вирішенні задачі розпізнавання в перспективних та існуючих системах РЛС.

Заслуговує на увагу варіант побудови універсального пристрою цифрової обробки (ПЦО) сигналів. Така необхідність обумовлена результатами експериментальних досліджень [1], де показано, що при довільному об'ємі вибірки єдиного методу, який забезпечує найкраще розрізнення блискучих точок (БТ) цілі, нема. У зв'язку з цим доцільно передбачити можливість досить простого переходу від одного алгоритму ЦСА до іншого, наприклад, використання різних методів залежно від умов, що складаються. Актуальною з цієї точки зору є задача побудови універсальних систем, на основі яких можна вирішити широке коло задач адаптивної обробки сигналів. Як основа, що дозволяє суттєво уніфікувати апаратуру РЛС, може розглядатися АРФ. При використанні АРФ відкриваються нові можливості підвищення ефективності спектрального аналізу за рахунок модифікації відомих і розробки нових методів оцінки спектра сигналу.

Пропонується РЛС з ЧМ-зондувальним сигналом з підвищеною роздільною здатністю й точністю оцінювання спектра відбитого сигналу та каналом розпізнавання класу повітряних цілей. В радіолокатор введено ПЦО, в якому використовується структура «АРФ-банку» адаптивного ЦСА, який має більш високу роздільну здатність порівняно з кожним з відомих методів, взятих окремо. Це дозволяє отримувати радіолокаційний дальнісний портрет (РДП) об'єкта в спектральній області з більш високою роздільною здатністю, робити порівняння РДП з еталонами і видавати рішення про приналежність до того або іншого класу повітряної цілі.

Як показано на структурній схемі (рис.1) [2], робота радіолокатора полягає в такому: пристрій формування лінійно-частотно-модульованих сигналів (ПФС) формує безперервний зондувальний і перший гетеродинний сигнал. Зондувальний ЛЧМ сигнал з початковою частотою f_n і девіацією частоти Δf_c випромінюється у бік об'єкта. Перший гетеродинний сигнал, що відрізняється від зондувального меншим рівнем потужності, подається на інший вхід першого змішувача. Девіація частоти зондувального сигналу і першого гетеродинного сигналу визначається формулою:

$$\Delta f_c = \frac{\Delta f_a c T}{2r_m}, \quad (1)$$

де Δf_a - ширина смуги спектрального аналізу блока обробки;

c – швидкість світла;

T – період модуляції;

r_m - необхідна дальність однозначного виявлення цілі.

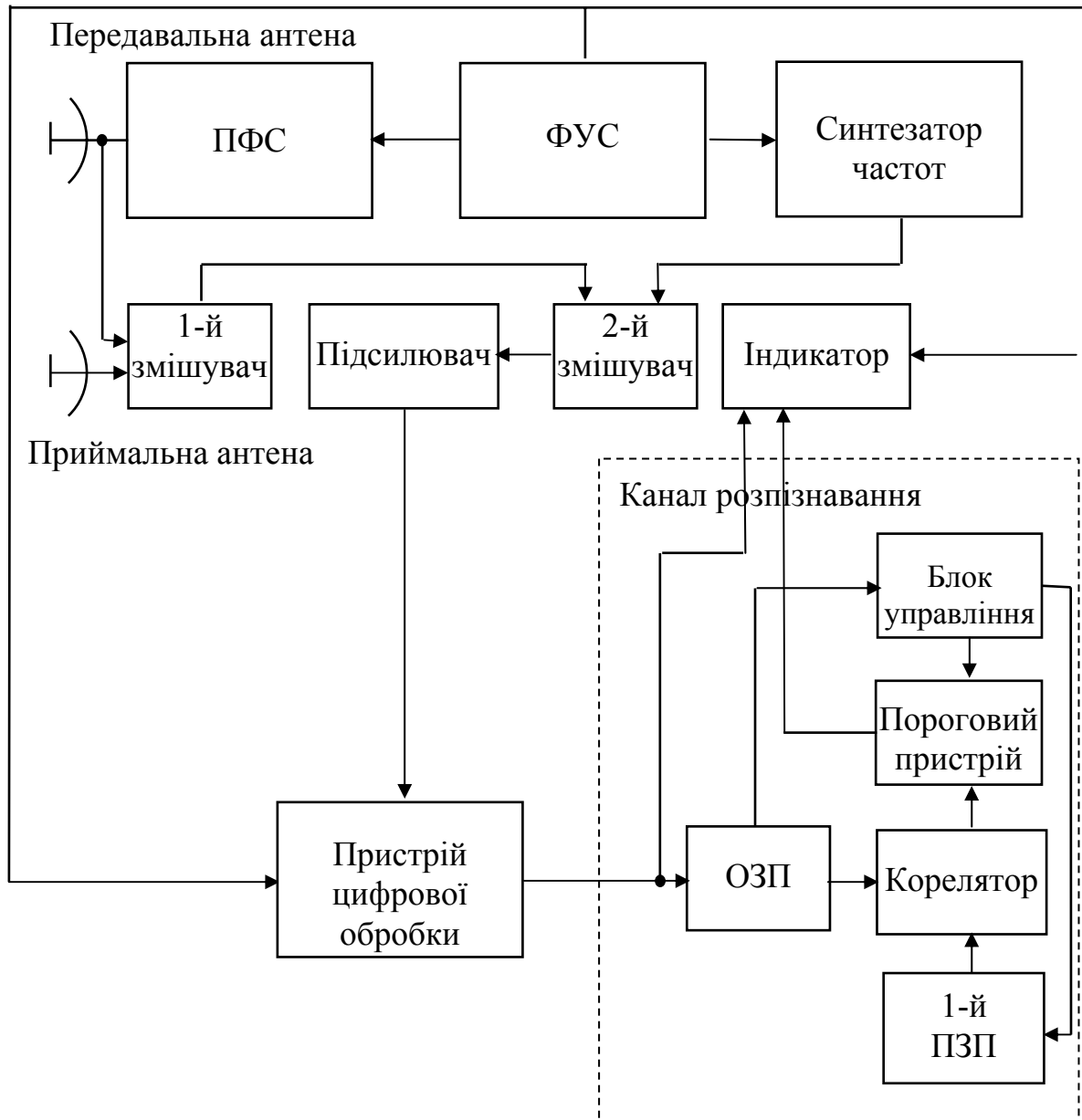


Рис. 1. Структурна схема радіолокатора

Девіація частоти залежно від режиму роботи радіолокатора змінюється при подачі на управляючий вхід ПФС відповідного коду з формувача управляючих сигналів (ФУС). Для перегляду вибраної ділянки дальності використовується другий гетеродинний сигнал, який виробляється синтезатором частот, відповідно до кодового сигналу з ФУС, при цьому забезпечується частотний зсув смуги аналізу в ПЦО на величину, визначену формулою:

$$\Delta F_{\text{в}} = \frac{r \Delta f_c r_1}{cT}, \quad (2)$$

де r_1 - відстань до вибраної ділянки дальності.

Одночасно змінюється керувальний сигнал, який надходить до ФУС на перший вхід індикатора. Під дією цього сигналу змінюється масштаб розгортки індикатора по дальності.

Відбитий сигнал надходить на приймальну антену і з неї на перший змішувач, з виходу якого сигнал різницевої частоти F_B надходить до другого змішувача, на другий вхід якого надходить сигнал з синтезатора частот.

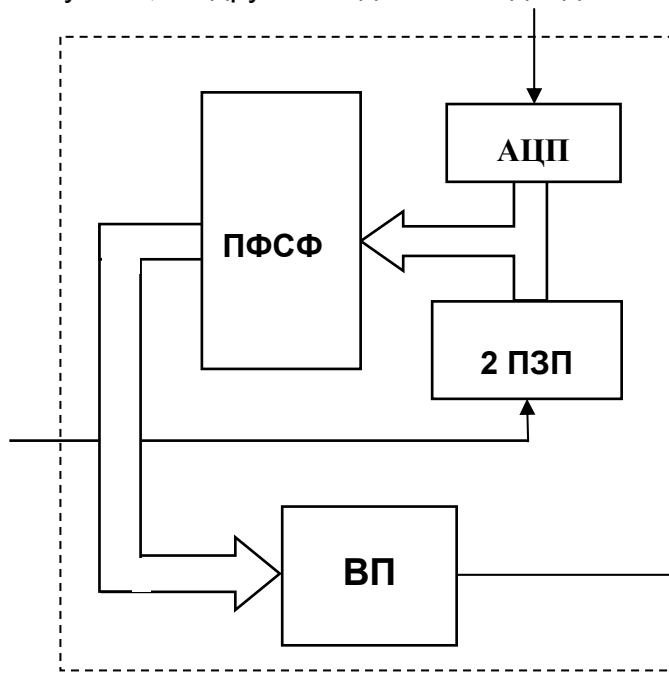


Рис.2 Пристрій цифрової обробки

Таким чином забезпечується перетворення сигналу різницевої частоти на частоту спектрального аналізу. Перетворений сигнал через підсилювач подається в ПЦО, де здійснюються перетворення аналогового сигналу в цифрову форму, отримання РДП у спектральній області і визначення дальності до об'єкта, що опромінюється, за допомогою індикатора.

ПЦО (рис. 2) функціонує у такий спосіб. З виходу підсилювача сигнал з частотою f надходить на аналого-цифровий перетворювач (АЦП), де здійснюється перетворення аналогового сигналу в цифрову форму. З виходу АЦП цифрований сигнал подається у пристрій формування спектральних функцій (ПФСФ).

Прикладом реалізації ПФСФ(рис.3) може бути структура «АРФ-банку». Спектральні функції (СФ) $\hat{S}(f) = S(f, \hat{\Psi})$ ряду відомих «невласноструктурних» методів просторово-часового спектрального аналізу [3-5] мають вигляд

$$\hat{S}_1(f) = \frac{T_0}{\mathbf{x}'(f) \hat{\Psi} \mathbf{x}(f)}, \quad (3)$$

де $\hat{S}(f)$ - спектральна густина потужності;

$\hat{\Psi}$ - матриця обернена оціненій автокореляційній матриці розміром $M \times M$.

$$\mathbf{X}(f) = \begin{pmatrix} 1 \\ \exp(j2\pi f T_0) \\ \dots \\ \exp(j2\pi m f T_0) \end{pmatrix} \quad - \text{вектор комплексних синусоїд} \quad (4)$$

$$\hat{S}_2(f) = \hat{\omega}_{mm} \left| \mathbf{e}_m^* \hat{\Psi} \mathbf{x}(f) \right|^{-2}, \quad m \in 1, M; \quad (5)$$

$$\hat{S}_3(f) = \hat{\omega}_{mm} \mathbf{x}^*(f) \hat{\Psi} \mathbf{x}(f) \left| \mathbf{e}_m^* \hat{\Psi} \mathbf{x}(f) \right|^{-2}; \quad (6)$$

$$\hat{S}_4(f) = \mathbf{x}^*(f) \hat{\Psi} \mathbf{x}(f) \left(\mathbf{x}^*(f) \hat{\Psi}^2 \mathbf{x}(f) \right)^{-1}, \quad m \in 1, M; \quad (7)$$

$$\hat{S}_5(f) = \left(\mathbf{x}^*(f) \hat{\Psi}^2 \mathbf{x}(f) \right)^{-1}, \quad (8)$$

де $\hat{S}_1(f)$ - метод «мінімальної дисперсії (МД)» Кейпона, $\hat{S}_2(f)$ - метод «лінійного пророкування (ЛП) Берга», $\hat{S}_3(f)$ - метод «модифікованого алгоритму Кейпону (МАК)», $\hat{S}_4(f)$ - метод «Борджотті-Лагунаса (БЛ)», $\hat{S}_5(f)$ - метод «теплого шуму (ТШ)».

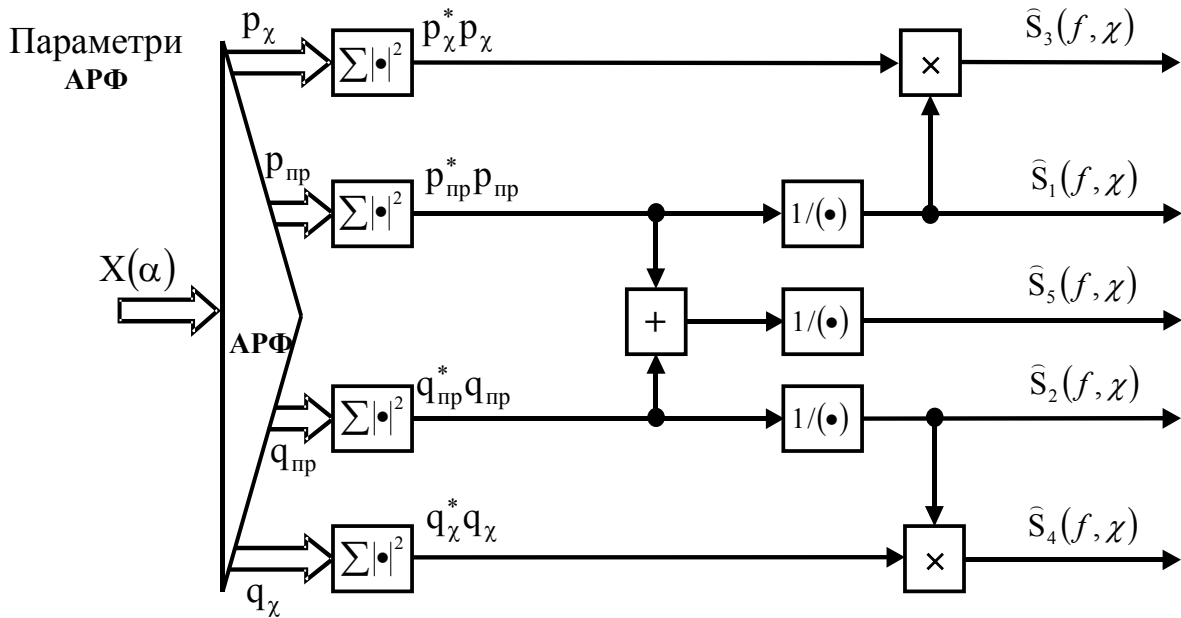


Рис.3. Структурна схема АРФ.

Значення СФ $\hat{S}(f)$ методів (3),(5),(6) у довільній точці аналізу f з вибраного сектора $f_a \in (f_{\min}, f_{\max})$ очевидним чином можуть бути сформовані шляхом комбінування квадратів модулів елементів векторів

$$\hat{\mathbf{p}} = \{\hat{p}_m\}_{m=1}^M = \hat{\mathbf{H}} \mathbf{x}, \quad (9)$$

$$\hat{\mathbf{q}} = \{\hat{q}_m\}_{m=1}^M = \hat{\mathbf{N}}^* \mathbf{x} \quad (10)$$

на виходах АРФ з імпульсною характеристикою вигляду:

$$\hat{\mathbf{W}} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{H}} \\ \hat{\mathbf{N}}^* \end{bmatrix}, \quad (11)$$

складеної з оцінок нижніх ($\hat{\mathbf{H}}$) і верхньої ($\hat{\mathbf{N}}^*$) трикутних $M \times M$ матриць-співмножників матриці $\hat{\Psi}$ в зображеннях:

$$\hat{\Psi} = \hat{\mathbf{H}}^* \hat{\mathbf{H}} = \hat{\mathbf{N}} \hat{\mathbf{N}}^*, \hat{\Psi} = \hat{\Phi}^{-1}. \quad (12)$$

Алгоритми формування максимально правдоподібних оцінок матриці $\hat{\mathbf{W}}$ (настройки АРФ) по K -мірній навчальній вибірці $\mathbf{Y} = \{\mathbf{y}_k\}_{k=1}^K$ M -мірних векторів $\mathbf{y}_k = \{y_i^{(k)}\}_{i=1}^M$, $k \in 1, K$ відліків комплексних амплітуд аналізованого процесу докладно розглянуті в [6]. Необхідні дані для настройки АРФ, а також елементи вектора (4) надходять на ПФСФ з постійного запам'ятовуючого пристрою (ПЗП). До 2-го ПЗП надходить управляючий сигнал з ФУС на видачу цих даних.

Елементи векторів (9), (10) отримано перетворенням M -мірного вектора «пошуку» $\mathbf{x} = \mathbf{x}(f)$. Зокрема, СФ (3) методу Кейпона $\widehat{S}_1(f) = (\widehat{\mathbf{p}}^* \widehat{\mathbf{p}})^{-1}$, СФ (5) методу ЛП при $m=1$ $\widehat{S}_2(f) = |\widehat{\mathbf{q}}_1|^{-2}$ і при $m=M$ $\widehat{S}_2(f) = |\widehat{\mathbf{p}}_M|^{-2}$ (рис. 3).

Крім з (3), (5)-(8) на основі АРФ можна формувати цілий ряд інших СФ із практично корисними властивостями, зокрема, СФ [4]

$$\widehat{S}_1(f, \chi) = (\widehat{\mathbf{p}}_{np}^* \widehat{\mathbf{p}}_{np})^{-1}, \quad \widehat{S}_2(f, \chi) = (\widehat{\mathbf{q}}_{np}^* \widehat{\mathbf{q}}_{np})^{-1}; \quad (13)$$

$$\widehat{S}_3(f, \chi) = \frac{\widehat{\mathbf{p}}_{\chi}^* \widehat{\mathbf{p}}_{\chi}}{\widehat{\mathbf{p}}_{np}^* \widehat{\mathbf{p}}_{np}}, \quad \widehat{S}_4(f, \chi) = \frac{\widehat{\mathbf{q}}_{\chi}^* \widehat{\mathbf{q}}_{\chi}}{\widehat{\mathbf{q}}_{np}^* \widehat{\mathbf{q}}_{np}}; \quad (14)$$

$$\widehat{S}_5(f, \chi) = (\widehat{\mathbf{p}}_{np}^* \widehat{\mathbf{p}}_{np} + \widehat{\mathbf{q}}_{np}^* \widehat{\mathbf{q}}_{np})^{-1}; \quad (15)$$

$$\widehat{S}_6(M, \alpha) = |p_M p_{M-1}|^{-2}, \quad (16)$$

де $\widehat{\mathbf{p}}_{\chi} = \{\widehat{p}_m\}_{m=1}^{\chi}$ і $\widehat{\mathbf{q}}_{\chi} = \{\widehat{q}_m\}_{m=M-\chi+1}^M$;

χ - мірні підвектори, утворені першими $\chi=1, M-1$ компонентами вектора $\widehat{\mathbf{p}}$ (11) і останніми χ компонентами вектора $\widehat{\mathbf{q}}$, а через $\widehat{\mathbf{p}}_{np} = \{\widehat{p}_m\}_{m=1+\chi}^M$ і $\widehat{\mathbf{q}}_{np} = \{\widehat{q}_m\}_{m=1}^{M-\chi}$ - $(M-\chi)$ -мірні підвектори, складені з решти елементів цих векторів (рис. 3).

СФ (3), (5)-(8), (13)-(16) з частковим або повним набором параметрів $\chi \in 0$ $(M-1)/M$ у типових випадках $M \gg 1$ утворюють досить ємний «АРФ-банк».

Значення СФ (8) з ПФСФ надходять до ВП.

Стратегія використання «АРФ-банку» [6] визначається в вирішуючому пристрої (ВП). Вона полягає у формуванні утворюючих його СФ $\widehat{S}(f)$ у точках f з вибраного сектора аналізу (f_H, f_K) і наступного відшукування їхніх головних максимумів. Під головними максимумами розуміють такі максимуми СФ, для яких виконуються умови:

$$\widehat{S} = (f_i) / \widehat{S}(\eta_{i-1}) \geq \gamma_0; \widehat{S}(f_i) / \widehat{S}(\eta_i) \geq \gamma_0, \quad (17)$$

де $f_i \in (f_H, f_K), (i \in 1, \widehat{N})$ -упорядковані по зростанню (ранжувальні) координати \widehat{N} максимумів СФ;

$\eta_i \in (f_H, f_K), (i \in 0, \widehat{N})$ -координати $(\widehat{N}+1)$ ранжувальні мінімальних значень СФ;

γ_0 - апіорі вибраний поріг (звичайно $\gamma_0=(1...3)$ дБ).

Для g -го ($g \in 1, G$) методу «АРФ-банку» число максимумів, що задовольняють умови (17), приймається за число \widehat{N}_g БТ цілі, які розрізнені радіолокатором, а координати $f_i^{(g)} (i \in 1, \widehat{N}_g)$ ототожнюються з відповідними оцінками максимумів \widehat{f}_i . Вважається, що «АРФ-банк» розрізняє БТ цілі кожного разу, коли хоча б один з G -методів «банку» розрізнить їх (стратегія «хоч би один з всіх»). Число БТ $\widehat{N}_{АРФ}$, розрізнених банком, визначається максимальним числом БТ

$$\widehat{N}_{АРФ} = \max_g \widehat{N}_g, \quad g \in 1, G, \quad (18)$$

які розрізнені радіолокатором.

За допомогою системи комп'ютерної математики було створено модель

АРФ, і за описаною вище методією проведено розрізнення БТ та побудовано гістограми.

Блискучі точки було імітовано за допомогою експерименту в проміжному тракті приймача у вигляді двох рівнопотужних гармонік з відносною відстанню $\Delta=0.6$ і узагальненим відношенням сигнал/шум $q=21$ дБ, $M=7$. Коливання кварцових генераторів із середніми частотами $f_{r1}\approx 12903$ кГц й $f_{r2}\approx 12902$ кГц змішувались в суматорі із шумовими коливаннями, які було створено регульованим за амплітудою генератором шуму із шириною спектра ≈ 25 МГц. З виходу суматора вони надходили в приймач, де за допомогою кварцового опорного генератора із частотою $f_r=12,9$ МГц і фазових детекторів, переносились на відеочастоту й розділялися на два квадратурних підканали. У кожному з них відеочастотні коливання були оцифровані 7-розрядними АЦП. З виходу АЦП цифрові коди квадратурних компонентів через блоки сполучення надходили в ЕОМ.

Результати розрізнення двох рівнопотужних гармонік показано на гістограмах залежності ймовірності правильного розрізнення $P(\delta)$ від об'єму $\delta=K-M$ K -мірної навчаючої вибірки, використаної при формуванні МП оцінки $\hat{\Phi}$ апіорі невідомої KM Φ . Ймовірність правильного розрізнення P розраховано як відношення числа випробувань, при яких значення $\hat{N}_B = n=2$, до їх загального числа $NN=500$.

Тонкі суцільні лінії 1-5 відповідають СФ (3), (5)-(8), суцільна лінія 6 – комбінованому методу на основі АРФ, який отримано згідно з виразом(16).

З гістограм видно, що ймовірність правильного розрізнення комбінованого методу істотно вище, ніж будь-якого окремого методу незалежно від об'єму вибірки (рис. 4).

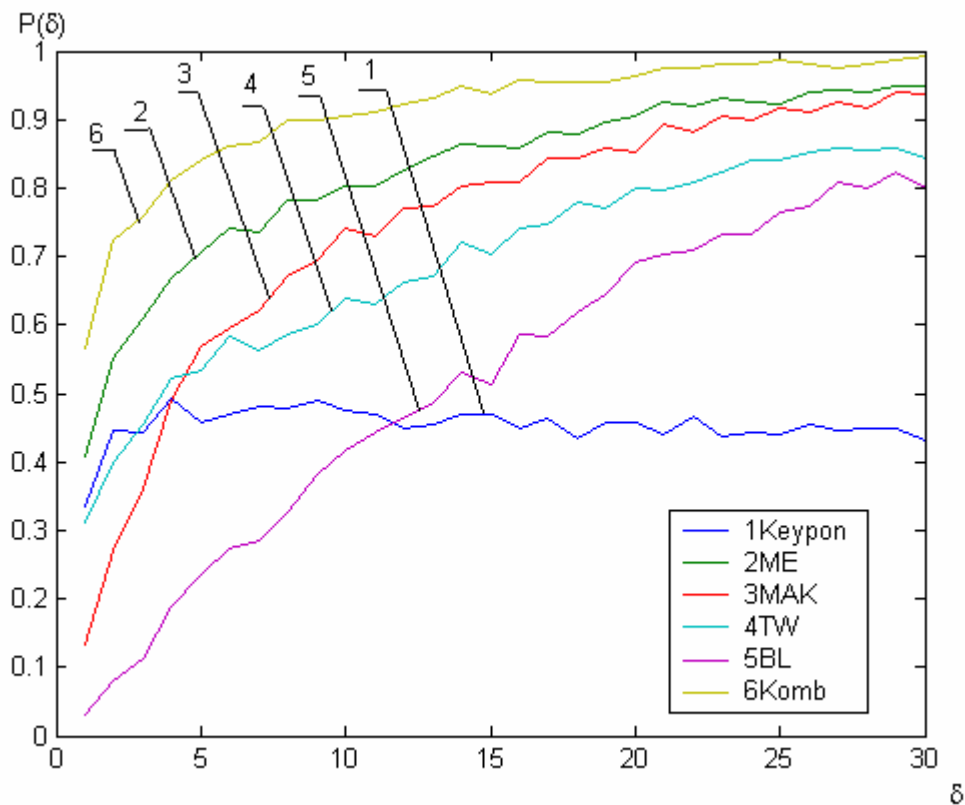


Рис. 4. Гістограми розрізнення двох рівнопотужних гармонік

З виходу ПЦО інформація про дальність надходить на індикатор, а також до оперативного запам'ятовуючого пристрою(ОЗП), що є входом каналу розпізнавання.

Канал розпізнавання працює в такий спосіб. В ОЗП запам'ятовуються значення $\hat{S}(f)$ отриманого РДП з виходу ВП, і подається управляючий сигнал на блок управління, що виробляє сигнали дозволу на видачу з першого ПЗП значень РДП, які відповідають різним класам повітряних цілей.

З ОЗП значення $\hat{S}(f)$ надходять до корелятора, до якого подаються еталонні РДП. У кореляторі відбувається обчислення коефіцієнта кореляції між отриманим РДП і еталонами. Значення цього коефіцієнта надходять до порогового пристрою, паралельно з ним надходить рівень порогу з блока управління. При перевищенні заданого порогу видається сигнал про клас повітряної цілі, яка відображається на індикаторі.

Висновки

Для формування РДП за допомогою методів адаптивного ЦСА при вирішенні задачі розпізнавання класу повітряної цілі доцільно використовувати радіолокатори з довгоімпульсними ЛЧМ-сигналами, або з когерентною пачкою короткоімпульсних ЛЧМ-сигналів. При побудові ПЦО слід використовувати комбіновані методи та передбачити можливість досить простого переходу від одного алгоритму ЦСА до іншого залежно від режиму роботи РЛС.

Список літератури

1.Кудряшев В.Е., Дорощук В.А., Побережный А.А. Теоретическое и экспериментальное исследование статистических характеристик современных алгоритмов квазигармонического спектрального оценивания.//Сборник докладов МНТК "Теория и техника передачи, приема и обработки информации".-Туапсе.-1995.-С.21.

2.Пат. 12905 Україна, МПКG01S13/34(2006.01). Радіолокатор /В.А. Дорощук, Д. І. Леховицький, В.Ж. Яценюк. Опубл.15.03.2006, Бюл. №3.

3.Джонсон Д.Х. Применение методов спектрального оценивания к задачам определения угловых координат источников излучения.//ТИИЭР.-1982.-т.70,№90.-С.129.

4.Марпл-мл. С.Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения. - М.: Мир, 1990.-С.418.

5.Леховицкий Д.И., Атаманский Д.В.,Кириллов И.Г. Разновидности сверхразрешающих анализаторов пространственно-временного спектра случайных сигналов на основе обеляющих адаптивных решетчатых фильтров//Антенны.-2000.-Вып. 2(45). -С.40-45.

6.Леховицкий Д.И., Милованов С.Б., Джус В.В., Мысик Ф.Ф. Сравнение разрешающей способности комбинированных пеленгаторов различного типа в приемных системах с неидентичными каналами //Антенны. - 2003. - Вып.12(79).- №11-12.-С.9-15.

Разработка квантовой модели поддержки принятия решений технолога при выборе типа оборудования для резки листа на полосы как ядра интеллектуальной информационной технологии

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

1. Актуальность и анализ проблемы, постановка задачи

Без качественной и своевременной технологической подготовки производства (ТПП) в современных экономических условиях не может успешно работать ни одно предприятие. Сроки разработки документации, несколько лет назад считавшиеся приемлемыми, сегодня не устраивают ни руководителей, ни самих технологов. Не последнюю роль в этом играет конкуренция между предприятиями. Задержка в исполнении заказов приводит к экономическим потерям и существенно влияет на положение предприятия на рынке. Уровень автоматизации ТПП большинства отечественных предприятий можно квалифицировать как низкий. В конечном счете все определяют идеи, опыт, организация, кадры и умение работать на рынке.

Обзор и анализ существующих систем поддержки принятия решений (СППР) [1] показал, что наряду с их достоинствами, такими, как возможность интеграции с различными САПР, наличие справочных баз данных (БД), генерация технологических документов, управление созданием изделия на базе единого информационного пространства предприятия, существуют определенные недостатки. Это высокая цена, отсутствие интеллектуальной поддержки принятия технологических решений, необходимость изменения сложившихся правил организации работы предприятия, сложность и необходимость серьезной подготовки персонала; системы являются пассивным информационным ресурсом, не решены следующие вопросы: когда технолог нуждается в поддержке принятия решений, откуда и как извлечь знания, как оценить качество базы знаний (БЗ). Таким образом, в настоящее время отсутствуют системы, способные поддержать принятие решений технолога при выборе оборудования в ТПП.

При выборе моделей и методов представления и манипулирования знаниями необходимо учитывать особенности предметной области и условия вероятностной неопределенности (λ -неопределенности) производственных ситуаций. Метод вероятных разноуровневых алгоритмических квантов знаний (v -РАКЗ-метод), разработанный проф. И.Б. Сироджей [2, 3], дает строгое определение понятия «знания», позволяет оперировать данными и закономерностями, которые носят вероятностный характер. Вероятность событий задается коэффициентом уверенности, который будем называть показателем достоверности (ПД) события. Он определяется по статистическим данным или субъективно устанавливается экспертом-технологом.

Представление знаний в векторно-матричной, аналитической, множественной формах дает возможность использовать все средства математики для анализа и синтеза v РАКЗ-моделей поддержки принятия решений.

Поэтому для представления и манипулирования знаниями был выбран vPAK3-метод, разработанный проф. Сироджей И.Б., который усовершенствован исходя из особенностей принятия решений при выборе оборудования в ТПП [4]. На основе использования усовершенствованного vPAK3-метода была создана интеллектуальная система поддержки принятия решений при выборе оборудования в технологической подготовке производства [5].

Таким образом, необходимо, используя разработанную методику выбора оборудования [6], синтезировать v-квантовую модель поддержки принятия решений на примере выбора типа оборудования для резки листа на полосы, которая будет являться ядром разработанной интеллектуальной информационной технологии.

2. Синтез квантовой модели поддержки принятия решений при выборе оборудования как ядра интеллектуальной информационной технологии

Для выбора типа оборудования для резки листа на полосы заданы следующие исходные данные: содержание признаков для выбора типа оборудования при резке листа на полосы:

- e1 – ширина реза до 1500 мм;
- e2 – ширина реза до 3000 мм;
- e3 – ширина реза до 4500 мм;
- e4 – толщина материала до 4 мм;
- e5 – толщина материала до 30 мм;
- e6 – толщина материала до 42 мм;
- e7 – точность высокая;
- e8 – точность низкая;

их показатели достоверности (ПД): $p(e1)=0$, $p(e2)=0$, $p(e3)=1$, $p(e4)=0$, $p(e5)=0$, $p(e6)=1$, $p(e7)=0$, $p(e8)=1$, а также содержание целевых заключений:

- C9 – гильотинные ножницы с параллельными ножами;
- C10 – гильотинные ножницы с наклонными ножами;
- C11 – парнодисковые ножницы с параллельными ножами;
- C12 – вибрационные ножницы;
- C13 – многодисковые ножницы с параллельными осями;
- C14 – пресс-ножницы с неизвестными их ПД $p(C9)$, $p(C10)$, $p(C11)$, $p(C12)$, $p(C13)$, $p(C14)$.

Необходимо синтезировать vPAK3-модель поддержки принятия решений при выборе типа оборудования для резки листа на полосы.

На основании выделенных признаков $e1, \dots, e8$ технологи-эксперты формируют сценарные примеры обучающих знаний (СПОЗ) из области выбора типа оборудования для резки листа на полосы:

1. $(e1|0 \wedge e5|0 \wedge e8|1) \rightarrow C9|\emptyset; p((e1 \wedge e5 \wedge e8) \rightarrow C9) = 0.95$,
 2. $(e3|1 \wedge e6|1 \wedge e8|1) \rightarrow C10|\emptyset; p((e3 \wedge e6 \wedge e8) \rightarrow C10) = 0.95$,
 3. $(e2|0 \wedge e5|0 \wedge e7|0) \rightarrow C11|\emptyset; p((e2 \wedge e5 \wedge e7) \rightarrow C11) = 0.8$,
 4. $(e1|0 \wedge e4|0 \wedge e7|0) \rightarrow C12|\emptyset; p((e1 \wedge e4 \wedge e7) \rightarrow C12) = 0.85$,
 5. $(e2|0 \wedge e4|0 \wedge e7|0) \rightarrow C13|\emptyset; p((e2 \wedge e4 \wedge e7) \rightarrow C13) = 0.9$,
- (1)

$$6. (e_2|1 \wedge e_5|0 \wedge e_8|1) \rightarrow C_{14}|\emptyset; p((e_2 \wedge e_5 \wedge e_8) \rightarrow C_{14}) = 0.8.$$

Введем логические переменные, отвечающие событиям-импликациям:

$$1. p((e_1|0 \wedge e_5|0 \wedge e_8|1) \rightarrow C_9) = p(\beta_9) = 0.95,$$

$$2. p((e_3|1 \wedge e_6|1 \wedge e_8|1) \rightarrow C_{10}) = p(\beta_{10}) = 0.95,$$

$$3. p((e_2|0 \wedge e_5|0 \wedge e_7|0) \rightarrow C_{11}) = p(\beta_{11}) = 0.8,$$

(2)

$$4. p((e_1|0 \wedge e_4|0 \wedge e_7|0) \rightarrow C_{12}) = p(\beta_{12}) = 0.85,$$

$$5. p((e_2|0 \wedge e_4|0 \wedge e_7|0) \rightarrow C_{13}) = p(\beta_{13}) = 0.9,$$

$$6. p((e_2|1 \wedge e_5|0 \wedge e_8|1) \rightarrow C_{14}) = p(\beta_{14}) = 0.8.$$

Далее строим логическую сеть вероятных рассуждений (ЛСВР) в виде графа $G(E, \Gamma)$, представленного на рис. 1, а затем получаем избыточную v -квантовую сеть вывода решений $G_{vk}(E_{vk}, \Gamma_{vk})=v$ -КСВР, представленную на рис. 2.

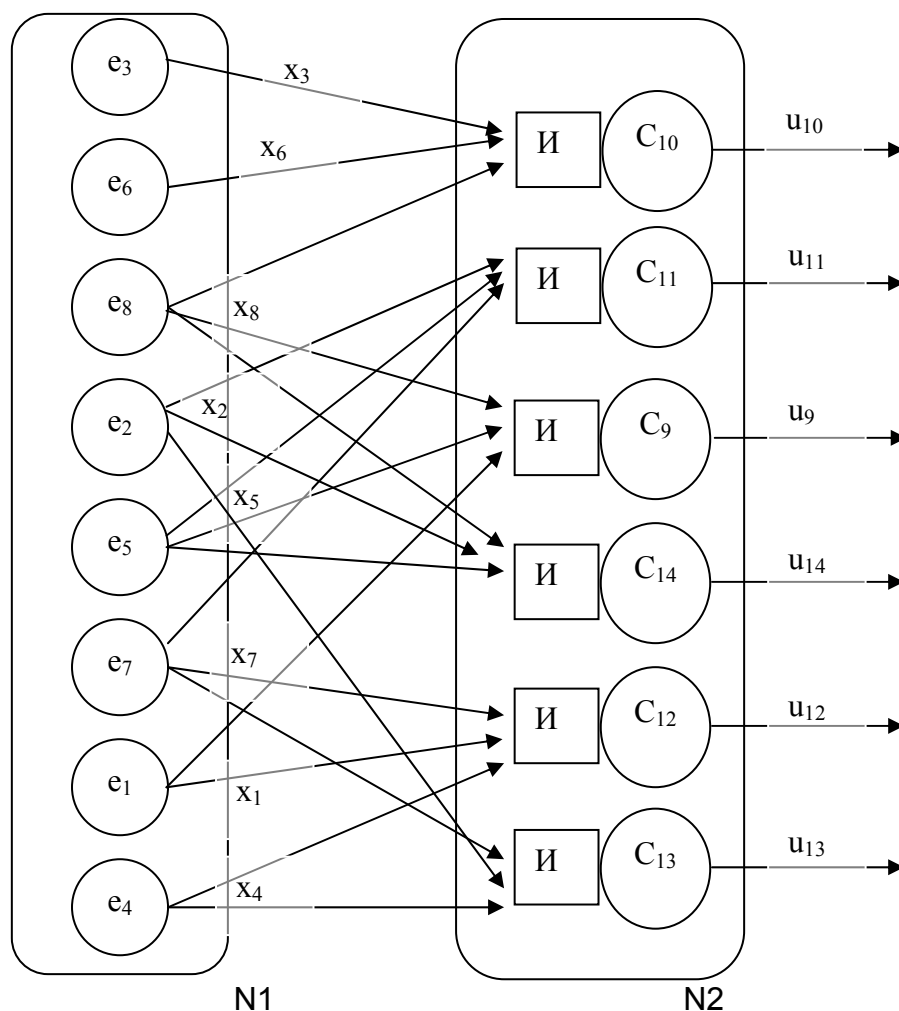


Рис. 1. Логическая сеть вероятных рассуждений ЛСВР= $G(E, \Gamma)$

Содержание входных v -квантов 0-го уровня описывается единообразно в виде $e_i | p(e_i)$, а все остальные v -кванты сети имеют следующий вид:

$$\begin{aligned}
 vk_1C9 &= [e1|0,0,\emptyset : e5|0,0,\emptyset : e8|1,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.95); A(C9)|p(C9)], \\
 vk_1C10 &= [e3|1,0,\emptyset : e6|1,0,\emptyset : e8|1,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.95); A(C10)|p(C10)], \\
 vk_1C11 &= [e2|0,0,\emptyset : e5|0,0,\emptyset : e7|0,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.8); A(C11)|p(C11)], \\
 vk_1C12 &= [e1|0,0,\emptyset : e4|0,0,\emptyset : e7|0,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.85); A(C12)|p(C12)], \\
 vk_1C13 &= [e2|0,0,\emptyset : e4|0,0,\emptyset : e7|0,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.9); A(C13)|p(C13)], \\
 vk_1C14 &= [e2|0,0,\emptyset : e5|0,0,\emptyset : e8|1,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.8); A(C14)|p(C14)].
 \end{aligned} \tag{3}$$

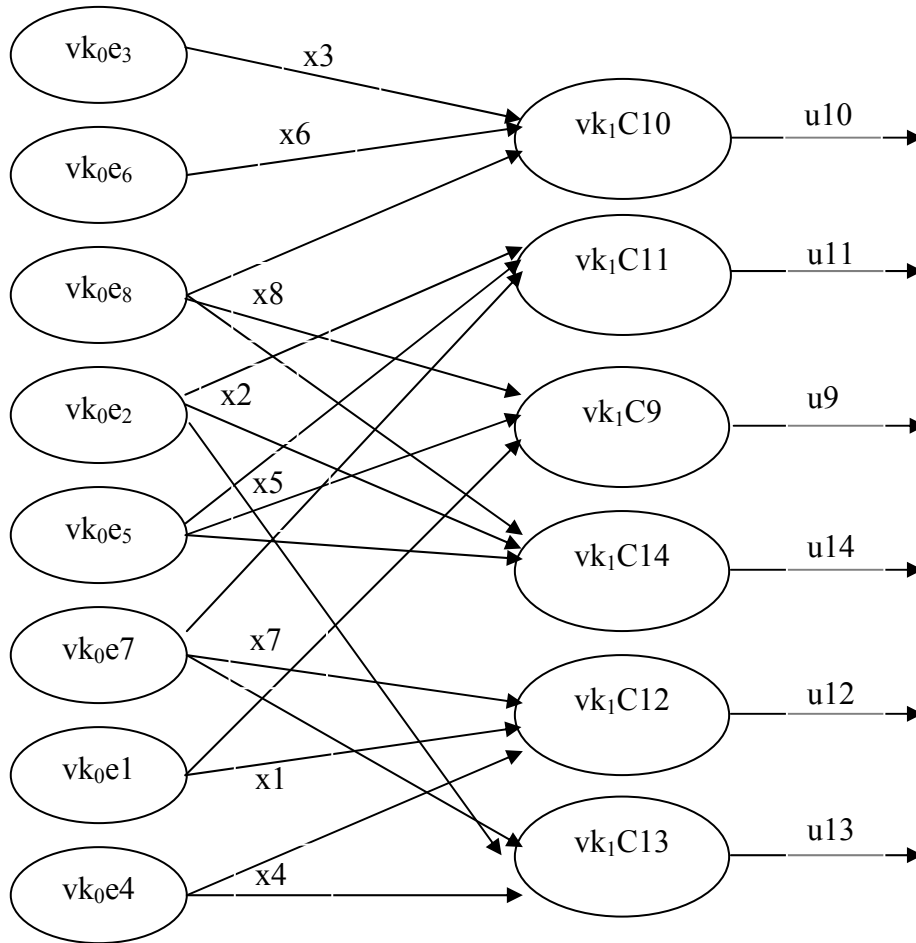


Рис. 2. Избыточная v -КСВР(ТОРЛ) $= G_{vk}(E_{vk}, \Gamma_{vk})$

Далее получаем безизбыточный квантовый граф $G_{opt}(E_{opt}, \Gamma_{opt})$, отвечающий оптимальной v -КСВР.

В заданном графе избыточных квантов не оказалось, в связи с чем, v -кванты относительно внутренних переменных сети u_j и x_i имеют вид:

$$\begin{aligned}
 vk_1u9 &= [x1|0,0,\emptyset : x5|0,0,\emptyset : x8|1,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.95); A(u9)|p(u9)], \\
 vk_1u10 &= [x3|1,0,\emptyset : x6|1,0,\emptyset : x8|1,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.95); A(u10)|p(u10)], \\
 vk_1u11 &= [x2|0,0,\emptyset : x5|0,0,\emptyset : x7|0,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.8); A(u11)|p(u11)], \\
 vk_1u12 &= [x1|0,0,\emptyset : x4|0,0,\emptyset : x7|0,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.85); A(u12)|p(u12)],
 \end{aligned} \tag{4}$$

$vk_1u13 = [x2|0,0,\emptyset : x4|0,0,\emptyset : x7|0,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.9); A(u13)|p(u13)],$

$vk_1u14 = [x2|0,0,\emptyset : x5|0,0,\emptyset : x8|1,0,\emptyset : \emptyset : (\rightarrow 0.8); A(u14)|p(u14)].$

Оптимальная v -КСВР= $G_{vk}(E_{vk}, \Gamma_{vk})$ представлена на рис. 3.

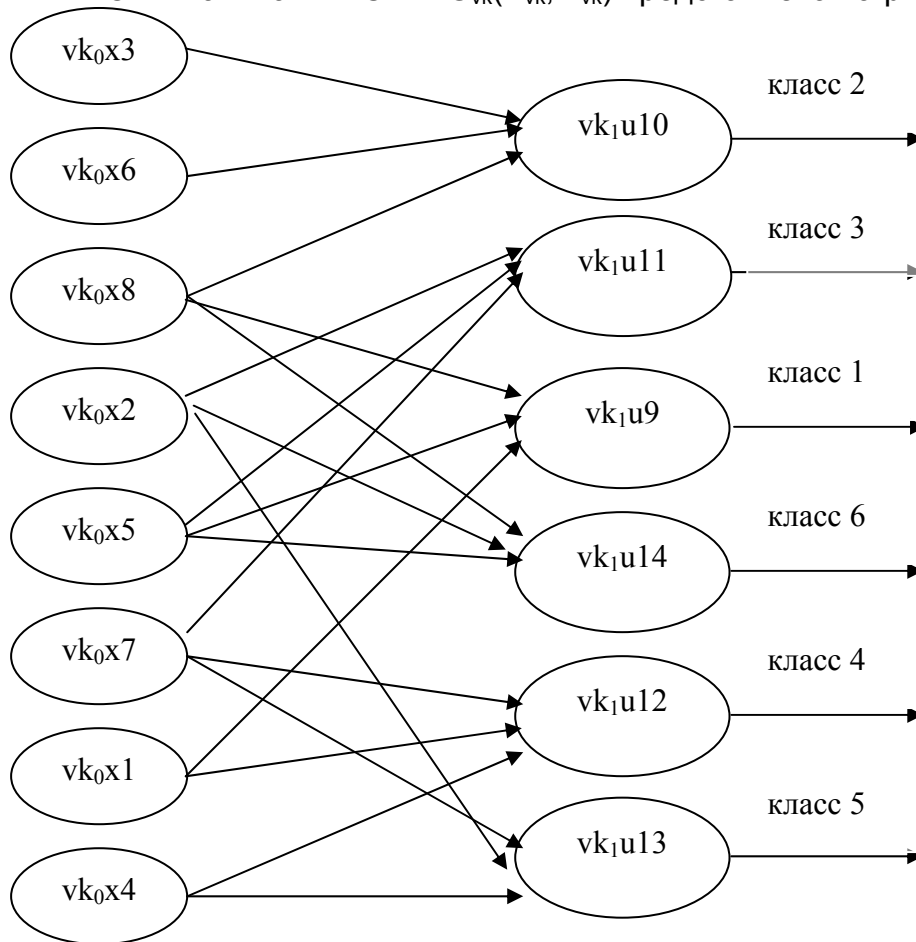


Рис. 3. Безызбыточный квантовый граф $G_{\text{опт}}$, отвечающий оптимальной v -КСВР

Полученная v -КСВР является v РАКЗ-моделью поддержки принятия решений при выборе типа оборудования для резки листа на полосы.

Реализуем процесс вывода целевых решений и вычисления вероятностных оценок ПД принимаемых целевых заключений в v -квантах. Для этого используем исходные вероятностные данные и обученную v -КСВР.

Результатом вывода с помощью v -КСВР являются vk -знания $vk_2Y_{\text{ТОРЛ}}$ в виде матричного v -кванта второго уровня ($s=2$):

$$vk_2R_{\text{ТОРЛ}} = \begin{bmatrix} vk_1u9 \\ vk_1u10 \\ vk_1u11 \\ vk_1u12 \\ vk_1u13 \\ vk_1u14 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

v -кванты строки которого определены в выражениях (4).

Получаем вероятностные оценки ПД целевых v -квантов:

$p(C9)=0\cdot0\cdot1\cdot0,95=0$ (риск 100 %);

$p(C10)=1\cdot1\cdot1\cdot0,95=0,95$ (риск 5 %);

$p(C11)=0\cdot0\cdot0\cdot0,8=0$ (риск 100 %);

$p(C12)=0\cdot0\cdot0\cdot0,85=0$ (риск 100 %);

$p(C13)=0\cdot0\cdot0\cdot0,9=0$ (риск 100 %);

$p(C14)=0\cdot0\cdot1\cdot0,8=0$ (риск 100 %).

а также символично-текстовое представление принимаемого решения при выборе типа оборудования для резки листа на полосы: « для резки листа на полосы необходимо выбрать гильотинные ножницы с наклонными ножами», т.к. $p(C10)$ максимально.

3. Выводы

Таким образом, в статье описано решение научно-технической задачи разработки знаниеориентированной v -квантовой модели для поддержки принятия решений при выборе оборудования в ТПП на основе использования средств инженерии вероятных квантов знаний.

Полученные научные и практические результаты позволяют решить задачу сохранения знаний ведущих специалистов предприятий с целью последующего их использования молодыми или неопытными технологами, существенно сократить сроки ТПП, уменьшить риск принятия ошибочного решения. Созданная v РАКЗ-модель как ядро интеллектуальной информационной технологии может быть использована для компьютерной поддержки решений технолога по выбору типа оборудования для резки листа на полосы в условиях вероятностной неопределенности производственных ситуаций.

Список литературы

1. Гордиенко Л.А., Киричук Е.П. Проблема интеллектуальной поддержки принятия технологических решений в листовой штамповке // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – Вып. 3(11). – С. 83 – 89.
2. Сироджа И.Б. Квантовые модели и методы искусственного интеллекта для принятия решений и управления. – К.: Наук. думка, 2002. – 490 с.
3. Сироджа И.Б., Петренко Т.Ю. Метод разноуровневых алгоритмических квантов знаний для принятия производственных решений при недостатке или нечетких данных. – К.: Наук. думка, 2000. – 247 с.
4. Киричук Е.П. Развитие v РАКЗ-метода принятия решений при выборе оборудования в ТПВ в условиях неопределенности // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*. – Х.: НАКУ "ХАИ". – 2004. – Вып. 25. – С. 100 – 104.
5. Киричук Е.П., Сироджа И.Б. Интеллектуальная система поддержки принятия технологических решений при выборе оборудования в технологической подготовке авиационного производства // *Бионика интеллекта*. – 2004. – №1(61). – С. 56 – 61.
6. Киричук Е.П. Методика выбора оборудования для листовой штамповки // *Радиоэлектронные и компьютерные системы*. – 2004. – Вып. 2(6). – С. 75 – 79.

Дидактические требования к обучающему стенду топливной системы вертолета Ми-8 МТВ

Научно-производственное объединение «Авиа»

В данной работе анализируются вопросы подготовки, обучения и отработки навыков у летного и инженерно-технического состава по эксплуатации топливной системы вертолета Ми-8 МТВ (МИ-17-1В). Если отказ или неисправность в процессе предполетной подготовки не ведет к катастрофическим последствиям, то тот же отказ или неисправность в полете, особенно у неопытного экипажа, приводят к аварии. По вопросам подготовки и обучения летного и инженерно-технического состава написано много работ, но обычно они рассматривают подготовку и обучение с точки зрения инженерной психологии. Вне анализа оказываются связи между различными тренажерами, стендами и другими техническими средствами обучения и методикой обучения [2, 5, 7, 8, 9, 11].

Если, как это принято, рассматривать действия летного и инженерно-технического состава как действия оператора системы «человек – машина», то при обучении этим действиям у оператора необходимо выработать навыки, доведенные до автоматизма. При управлении такой сложной техногенной системой, какой является вертолет, времени на принятие решения у оператора весьма мало, тем более что во внештатной ситуации у оператора очень мало времени, чтобы осознать какие решения ему предстоит принять. Поэтому, исходя из таких позиций, обучение оператора должно выработать у него навыки, доведенные до автоматизма [1, 4, 6, 10, 13, 15].

Однако, как это следует из работы [12], при расследовании происшествий и анализе ошибок операторов нельзя обвинять оператора в ошибке, если он выполнял трудовые операции подобно автомату. Здесь, прежде всего, виноваты те методисты, которые довели его исполнение до автоматизма. В сложной и ответственной деятельности оператору необходимо остановиться, подумать, а потом выполнить заученные операции или отказаться от них. Оператора нельзя винить за ошибку также в тех случаях, когда он сам, впервые, накопив знания и опыт, создал методы управления системой в определенной ситуации. Итак, при наступлении нештатной ситуации оператор должен остановиться и подумать, но у него на это нет времени. Следовательно, работа пилота как оператора техногенного объекта осложняется фактором дефицита времени [3, 6].

Кроме того, как показано в работе [14], экипажи самолетов работают в условиях жестких требований к выполнению технологии полета. При этом удерживать параметры полета возможно только при максимальной собранности оператора-субъекта, сосредоточении всех его интеллектуальных, эмоциональных и операционных ресурсов, ибо в полете возможны и быстрые изменения навигационной, воздушной и метеорологической обстановок, и нарушения в работе приборов и систем, и ухудшения функционального состояния летчика, а также его взаимодействия с остальным экипажем.

Это положение является очевидным для самого летчика, но не для администрации, которая исходит из очень жестких требований к летным специалистам, так как от их дисциплинированности и квалификации зависят жизни людей, нахо-

дящихся не только на борту, но и в непосредственной близости от него. Эти требования допускают только автоматические, бездумные действия и исключают активность, инициативность, живое творчество, мышление и сознание. Последнее утверждение подтверждается тем, что в авиационной среде эти обычные психологические термины используются только с негативным оттенком [14].

Но с каждым успешным автоматическим исполнением операторского действия необходимая позитивная тревога за его результат становится все меньше, а внутренний контроль оператора за безопасностью вертолета все слабее. Значит, требуется особое усилие оператора для контроля исполнения и влияния при этом опасных факторов. Здесь не должно быть привыкания. Профессионал, специалист с большим стажем, не должен полагаться на опыт, на автоматизмы. Все должно быть как в первый раз. Постоянным усилием воли специалист должен сосредоточиваться на привычных правилах безопасности [8].

Поэтому, с одной стороны, для того чтобы довести исполнительский уровень оператора до профессионального, необходимо выработать у него навыки и довести их до автоматизма, а с другой – ставить обучаемого в ситуации, когда автоматическое исполнение навыка приведет к катастрофе, чтобы он не снижал уровень внутреннего контроля за своими действиями.

В качестве технического средства обучения пользованию различными системами вертолета обычно используют стенды, на которых схематически показываются результаты действий персонала при эксплуатации системы. Однако задача соответствия технических требований к обучающим стендам требованиям дидактики не изучалась.

Цель данной работы – разработка требований к имитатору-тренажеру топливной системы, на котором летный и инженерно-технический состав проходил бы обучение и отрабатывал навыки по эксплуатации топливных систем.

Имитаторы для обучения летного и инженерно-технического состава могут имитировать либо исходные свойства вертолета или какой-то его системы, либо психофизиологические воздействия вертолета или какой-то его системы на обучаемого. Таким образом, можно констатировать, что существует два типа имитаторов-тренажеров. Имитаторы первого типа непосредственно имитируют свойства техногенного объекта (вертолета или какой-то его системы), а имитаторы второго – психофизиологические воздействия вертолета или какой-то его системы на оператора, т.е. психофизиологические воздействия техногенного объекта на человека-оператора.

Для создания имитатора первого типа достаточно знания свойств объекта, так как они имитируют необходимые для обучения исходные свойства техногенного объекта. Однако имитации только свойств техногенного объекта для обучения персонала явно недостаточно. Так, например, если мы построим для тренировок полную копию техногенного объекта, отличающуюся от исходного наличием второго места управления для инструктора, – «тренажер-спарку», то в этом случае получим полную имитацию свойств техногенного объекта. Однако на таком тренажере очень сложно проводить обучение действиям оператора в критических ситуациях, потому что ошибка оператора в процессе обучения действиям в критической ситуации приведет к катастрофе.

Для создания имитатора второго типа кроме знания свойств имитируемого техногенного объекта необходимо знание психофизиологических воздействий этого объекта на оператора, т.е. эргономики его труда. Так, например, во всех тренажерах полета реальная картина окружающего пространства заменяется его изо-

бражением, т.е. на обучаемого действует иллюзорное, а не реальное пространство, и от качества иллюзии окружающего пространства зависит качество подготовки обучаемого. Поэтому разработка имитатора-тренажера топливной системы второго типа требует создания у обучаемого иллюзии работы с реальной топливной системой. В тренажере-имитаторе необходимо воспроизвести не сами отказы, как это имеет место в реальности, а их иллюзии.

Методом экспертной оценки исследованы наиболее вероятные отказы топливной системы и их частота. Эксперты – командиры воздушных судов со стажем работы не менее 10 лет. Причины отказа измерялись в шкале наименований (*конструктивно-производственная, ошибка человека-оператора*). Частота отказов измерялась по ранговой шкале (*очень редко, редко, часто, очень часто*), а также в сопоставлении между собой.

Отказы топливной системы вертолета:

1. Отказ подкачивающего насоса расходного бака.

При отказе на средней панели электропульты гаснет зеленое сигнальное табло **РАСХОД. РАБОТ.** и звучит сигнал речевого информатора: «Отказал насос расходного бака».

При отказе насоса расходного бака командир воздушного судна должен прекратить выполнение задания и контролировать работу топливной системы.

Причины отказа и частота: конструктивно-производственная (редко), ошибка человека-оператора (чаще, чем конструктивно-производственная, но тоже редко).

2. Отказ перекачивающего насоса.

При отказе гаснет сигнальное табло **НАСОСЫ БАКОВ** и табло **ЛЕВЫЙ РАБОТ.** или **ПРАВЫЙ РАБОТ.** либо оба табло вместе. Звучит сигнал речевого информатора: «Отказали насосы основных топливных баков», прибор показывает уменьшение количества топлива в расходном баке.

Если отказал только один из насосов основных топливных баков, то наполнение топливом расходного бака обеспечивает второй. В случае отказа обоих насосов командир воздушного судна обязан прекратить выполнение задания.

При этом необходимо учитывать, что запас топлива в расходном баке достаточен для полета на высоте 500 м и скорости 220 км/ч в течение 21 мин на расстояние 70 км.

Причины отказа и частота: конструктивно-производственная (редко), ошибка человека-оператора (гораздо чаще)

3. Засорение топливного фильтра.

При засорении топливного фильтра на левой приборной доске начинает мигать или устойчиво горит табло **ЗАСОР. ТФ. ЛЕВ. ДВ.** или **ЗАСОР. ТФ. ПРАВ. ДВ.**

Командир воздушного судна должен уменьшить режим работы соответствующего двигателя и прекратить выполнение задания.

Причины отказа и частота: некондиционное топливо (очень часто); неправильная эксплуатация (редко); конструктивно-производственная (очень редко).

4. *Выработка топлива.*

При выработке основного запаса топлива на правой приборной доске мигает сигнальное табло **ОСТАЛОСЬ 270 л** и звучит сигнал речевого информатора: «Аварийный остаток топлива».

Командир воздушного судна должен оценить возможность полета до расчетного пункта посадки с учетом того, что остатка топлива 270 л достаточно для полета на высоте 200 м и скорости 220 км/ч в течение 16 мин на расстоянии 50 км.

Причины отказа и частота: ошибка человека-оператора (очень часто), неправильная эксплуатация машины (редко), конструктивно-производственная (очень редко)

5. *Отказ поплавкового клапана расходного бака.*

При отказе количество топлива в расходном баке уменьшается, несмотря на работающие насосы подвесных баков.

Выключатель **ПЕРЕПУСК** на пульте **ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА** установить в положение **ОТКР.**, при этом топливо, минуя поплавковый клапан, через открытый перекрывной кран будет поступать в расходный бак.

Бортовой механик должен вручную регулировать дальнейшую выработку топлива, не допуская переполнения расходного бака и поддерживая количество топлива в расходном баке не более 370...390 л.

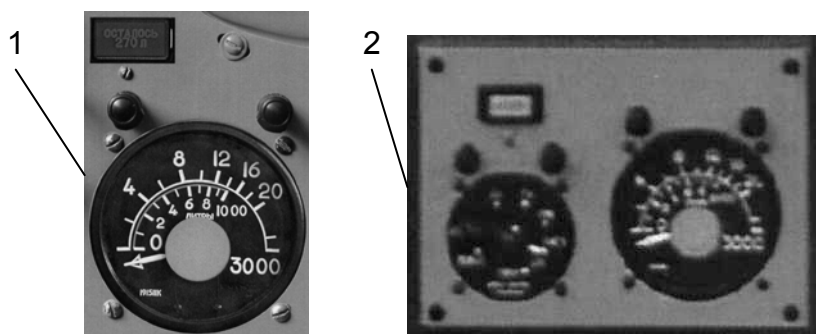
Причины отказа и частота: конструктивно-производственная (редко).

Таким образом, при обучении работе с топливной системой вертолета необходимо выработать навыки грамотных действий в пяти рассмотренных ситуациях отказов. Для этого обучаемые должны хорошо представлять процессы, происходящие в топливной системе, места отказов и связь своих действий с состоянием топливной системы.

Известно, что топливная система вертолета Ми-8 МТВ (МИ-17-1В) предназначена для обеспечения бесперебойного питания топливом двигателей ТВ 3-117 ВМ, двигателя бортовой вспомогательной силовой установки АИ-9В и керосинового обогревателя КО-50 на всех эксплуатационных режимах работы. Вместимость топливных баков: расходного – 445 л, правого подвесного – 1030 л, левого подвесного – 1140 л и двух дополнительных – по 915 л каждый.

Стенд-имитатор топливной системы кроме схем работы узлов топливной системы должен содержать имитаторы всех ее частей, для того чтобы при выработке автоматических действий в рассматриваемых пяти случаях отказов у обучаемых создавалась иллюзия работы с реальными устройствами. При этом имитаторы узлов, устройств и блоков топливной системы должны имитировать не работу блоков топливной системы и их связь между собой, а психофизиологические воздействия блоков на оператора. Создание у оператора иллюзии работы с топливной системой путем имитации психофизиологических воздействий приведет к тому, что абстрактные знания о топливной системе перейдут в навыки.

Поэтому стенд должен обязательно содержать имитаторы приборов кабины вертолета, причем эти имитаторы должны быть расположены на той же панели, что и в кабине вертолета. Пример расположения прибора на вертолете и его имитатора на стенде приведен на рисунке позиции 1 и 2 соответственно. Таким образом, создается полная визуальная иллюзия работы прибора, хотя на стенде установлен не прибор, а его имитатор.



Расположение прибора на вертолете и имитатора на стенде

В реальности операторы, которые управляют системами техногенного объекта – вертолета, воспринимают последний своими органами чувств: зрением, слухом, обонянием, осязанием, вкусом. В случае работы с топливной системой у оператора задействованы все пять органов чувств: зрение – положение тумблеров, показание приборов; слух – звук работы перекачивающих и подкачивающего насосов; осязание – шероховатость поверхности тумблера, его сопротивление включению; обоняние – запах керосина; вкус – привкус паров топлива в воздухе. Эти ощущения оператора объединяются в единую модель ощущения вертолета, которая с каждым разом в процессе работы становится для него все более информативной. По привкусу паров топлива в воздухе он судит о его качестве, по звуку работающих насосов – об их исправности и степени нагруженности, по силе сопротивления при включении тумблера – о его исправности и т.д.

Поэтому для полноты обучения стенд-имитатор топливной системы должен кроме работы системы максимально воспроизводить психофизиологические воздействия этой системы на обучаемого оператора. Наиболее просто воспроизводятся зрительные образы приборов и сигнализаторов, контролирующих работу топливной системы. Для этого имитатор прибора должен быть помещен на стенде в образ панели и иметь тот же внешний вид, что и имитируемый им прибор.

Имитация звукового воздействия топливной системы может быть достигнута воспроизведением записи звука, издаваемого как исправно работающими насосами, так и при их возможных отказах. Кроме того, необходимо воспроизвести звуки, издаваемые клапанами при их открытии и закрытии, а также сообщения речевого информатора.

Осязательное воздействие воспроизводится установкой на стенде реальных тумблеров – автоматов защиты системы: «топливная система», «перекрыв краны / левый-правый» и других переключателей перепускного крана, крышки заправочной горловины и тому подобных устройств.

К сожалению, имитацию воздействий узлов и блоков топливной системы на обоняние и вкусовые рецепторы оператора создать достаточно сложно, так как для этого необходимо при изменении причины отказа не только распылять в воздухе соответствующие вещества, но и очищать воздух от них.

Таким образом, можно констатировать, что для создания обучающего стенда-имитатора работы топливной системы, имитирующего не работу системы, а ее психофизиологические воздействия на оператора, т.е. стенда-имитатора второго типа, следует обеспечить совокупность зрительных, слуховых и осязательных иллюзий работы оператора с топливной системой, которые создадут у него внутреннюю модель действий при различных состояниях системы.

Для обеспечения зрительной иллюзии требуется, чтобы внешний вид имитаторов приборов, табло-сигнализаторов и их установка на стенде, были идентичны внешнему виду и установке на вертолете.

Для обеспечения слуховой иллюзии необходимо, чтобы включение насосов и переключение кранов топливной системы сопровождалось соответствующими звуками. Сообщения речевого информатора должны быть полностью идентичны сообщениям информатора на вертолете. При этом следует учитывать, что звучание речевого информатора в наушниках обучаемого и у стенда будет различно.

Для обеспечения слуховой иллюзии необходимо, чтобы все тумблеры, ручки и переключатели управления топливной системой, установленные на стенде были идентичны устанавливаемым на вертолете.

Список литературы

1. Алякринский Б. С. Основы авиационной психологии. – М.: Воздушный транспорт, 1985. – 312 с.
2. Боднер В. А. Авиационный тренажер. – М.: Машиностроение, 1978. – 192 с.
3. Геллерштейн С. Г. «Чувство времени» и скорость двигательной реакции. – Л.-М.: Наука, 1958. – 136 с.
4. Делез Ж. Различие и повторение. – М.: Ин-т психол., 1998. – 76 с.
5. Доброленский Ю. П. Методы инженерно-психологических исследований в авиации. – М.: Машиностроение, 1975. – 280 с.
6. Завалишина Д. Н. Деятельность оператора в условиях дефицита времени // Инженерная психология: Теория. Методология. Практическое применение – М.: Ин-т психол., 1977. – С. 190 – 218.
7. Иванова Е. М. Основы психологического изучения профессиональной деятельности. – М.: Ин-т психол., 1987. – 188 с.
8. Картамышев П. В. Методика летного обучения / П. В. Картамышев, А. К. Тарасов. – М.: Транспорт, 1974. – 312 с.
9. Климов Е. А. Введение в психологию труда. – М.: Ин-т психол., 1998. – 196 с.
10. Котик М. А. Природа ошибок человека-оператора / М. А. Котик, А. М. Емельянов. – М.: РИО МГА, 1993. – 128 с.
11. Платонов К. К. Психология личности пилота / К. К. Платонов, Б. М. Гольдштейн. – М.: РИО МГА, 1972. – 290 с.
12. Расмуссен И. Чему учат ошибки человека? // Психология труда и организационная психология: современное состояние и перспективы развития: Хрестоматия / Ред.-сост. А. Б. Леонова, О. Н. Чернышева. – М.: Ин-т психол., 1995. – С. 117 – 135.
13. Рева А. Н. Оптимизация профессиональной деятельности инструктора авиационного тренажера / А. Н. Рева, В. А. Горячев, В. А. Кузнецов др. – М.: Ин-т психол., 1990. – 126 с.
14. Стрелков Ю.К. Инженерная и профессиональная психология. – М.: Высш. шк., 2001. – 360 с.
15. Шадриков В. А. Введение в психологическую теорию профессионального обучения. – Ярославль: ЯПИ, 1978. – 72 с.

Разработка и анализ алгоритма нахождения ориентированных и неориентированных булевых производных

*Белгородский государственный технологический университет им. В.Г. Шухова,
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Постановка проблемы. При решении различных задач анализа цифровых систем, декомпозиции булевых функций, лежащей в основе методов многоуровневого синтеза, а также при разработке диагностирующих тестов широкое распространение получил аппарат булева дифференциального исчисления [1,2,3]. Наиболее сложной процедурой в решении этих задач является нахождение булевых производных различного типа. Выбор рационального метода нахождения производных из всех известных или разработка новых методов, наиболее полно удовлетворяющих требованиям той или иной задачи, может значительно упростить её решение.

Анализ исследований и публикаций, посвящённых данному вопросу, показал, что большинство способов нахождения функций чувствительности основано на непосредственном использовании аналитических соотношений, определяющих эти функции [1,4]. Однако в случае большого числа переменных эти способы довольно трудоёмки даже при их машинной реализации.

В [5] предложен алгоритм нахождения ориентированных и неориентированной производных, основанный на преобразовании области определения логической функции $F(X)$ в область определения производных с последующим представлением их в любой из форм. Предложенный алгоритм предельно прост как при машинной, так и при ручной его реализации.

Цель статьи – дальнейшее развитие алгоритма, предложенного в [5], путём рассмотрения задачи с позиций теоретико-множественного представления области определения функции и её производных.

Метод решения. Предлагаемая версия алгоритма основана на представлении области определения заданной функции $F(X)$ в виде модифицированной декомпозиционной карты.

Основным понятием булева дифференциального исчисления является булева производная функции $F(X)$ по переменной x_i ($X = \{x_{n-1}x_{n-2}\dots x_1x_0\}$, $x_i \in X$). Это понятие впервые введено в [4] следующим образом:

$$\frac{\partial F(X)}{\partial x_i} = F(X) \oplus F(\bar{x}_i),$$

где $F(\bar{x}_i) = F(x_{n-1}x_{n-2}\dots x_{i+1}\bar{x}_ix_{i-1}\dots x_0)$.

Булева производная функции $F(X)$ по переменной x_i равна единице тогда и только тогда, когда при изменении значения переменной x_i на противоположное (с нуля на единицу или с единицы на нуль) функция $F(X)$ также изменяет своё значение. Поскольку булева производная отражает только факт изменения значения функции при изменении значения одного из её аргументов без учёта направ-

ления изменения аргумента, то очень часто производную называют неориентированной. Большинство известных способов нахождения булевых производных основано на непосредственном использовании приведенного выражения или на представлении этого выражения в ДНФ:

$$\frac{\partial F(X)}{\partial x_i} = F(X) \cdot \overline{F(\bar{x}_i)} \vee \overline{F(X)} \cdot F(\bar{x}_i).$$

Все эти способы довольно громоздки, особенно в случае нахождения производных по всем переменным, поскольку они требуют представления функций $F(X)$, $\overline{F(X)}$, $F(\bar{x}_i)$, $\overline{F(\bar{x}_i)}$ в аналитическом виде с последующим перемножением соответствующих функций и логическим суммированием полученных произведений.

Первое произведение представленного в правой части выражения обычно называют убывающей частной производной функции $F(X)$ по переменной x_i , обозначая её как

$$\frac{\partial^1 F(X)}{\partial x_i} = F(X) \cdot \overline{F(\bar{x}_i)},$$

а второе – возрастающей частной производной функции $F(X)$ по переменной x_i , обозначая её как

$$\frac{\partial^0 F(X)}{\partial x_i} = \overline{F(X)} \cdot F(\bar{x}_i).$$

Поскольку эти производные отражают не только факт изменения функции при изменении одного из её аргументов, но и направление этого изменения, то эти производные обычно называют ориентированными. Известные аналитические способы нахождения ориентированных частных булевых производных, основанные на непосредственном использовании приведенных выражений, также довольно сложны.

В математике известен способ, получивший название метода перевода, суть которого состоит в том, что если не предоставляется возможность решить какую-то задачу, исходя из её представления, или если возможное решение очень сложно, то её заменяют взаимно однозначной ей задачей, решение которой проще, а затем полученное решение переводят на язык исходной задачи, получая решение этой задачи. Применим подобный подход для разработки такого способа нахождения булевых производных, который не требует аналитических представлений и преобразований, приведенных в представленных выше формулах, задающих эти производные.

Способ основан на сжатии области определения заданной функции по переменной, по которой необходимо найти производную того или другого типа. При сжатии области определения заданной функции $F(X)$ по переменной x_i значения функции в точках сжатой области будут определяться не только константами 0 и 1, но и литералами переменной x_i ($\tilde{x}_i = \{\bar{x}_i, x_i\}$).

Представленную таким образом функцию можно рассматривать как упорядоченное множество, образованное 2^{n-1} одноэлементными подмножествами, каждое из которых представляет собой нуль, единицу или один из литералов переменной x_i , т.е. $F(X) = \{0, 1, \tilde{x}_i\}$.

Инверсное значение функции $\overline{F(X)}$ в той же самой области определения можно представить инверсией её значений в каждой точке. Следовательно, его также можно рассматривать в виде множества, образованного 2^{n-1} одноэлементными подмножествами, каждое из которых инверсно по отношению к исходным, т.е. $\overline{F(X)} = \{\overline{0}, \overline{1}, \overline{\tilde{x}_i}\}$.

Функция $F(\overline{x}_i)$ в соответствующих точках сжатой области определения представлена инверсией её литералов и теми же константами, в связи с чем и её можно рассматривать в виде множества, образованного 2^{n-1} одноэлементными подмножествами $F(\overline{x}_i) = \{0, 1, \tilde{x}_i\}$.

Функция $\overline{F(\overline{x}_i)}$ в сжатой области определения представлена инверсией её значений в соответствующих точках по отношению к значениям функции $F(\overline{x}_i)$, следовательно, её также можно рассматривать как множество, образованное 2^{n-1} одноэлементными подмножествами, каждое из которых инверсно по отношению к подмножествам функции $F(\overline{x}_i)$, т.е. $\overline{F(\overline{x}_i)} = \{\overline{0}, \overline{1}, \overline{\tilde{x}_i}\}$.

Двойное отрицание литерала равно исходному литералу, поэтому приведенное множество можно представить как $\overline{\overline{F(\overline{x}_i)}} = \{\overline{0}, \overline{1}, \overline{\tilde{x}_i}\}$.

Предложенное представление соответствующих функций $(F(X), \overline{F(X)}, F(\overline{x}_i), \overline{F(\overline{x}_i)})$ в форме множеств позволяет каждому из произведений, определяющих ориентированные частные производные, поставить в соответствие поэлементные пересечения множеств.

Под поэлементным пересечением множеств будем понимать результирующее множество, образованное одноэлементными подмножествами, каждое из которых представляет собой пересечение соответствующих одноэлементных подмножеств, образующих исходные множества.

Поскольку исходные одноэлементные подмножества – это константы 0,1, их инверсии $(\overline{0}, \overline{1})$, а также литералы \tilde{x}_i или инверсии этих литералов $(\overline{\tilde{x}_i})$, то в результате поэлементного пересечения соответствующих подмножеств могут иметь место только лишь следующие ситуации: $0 \cap \overline{0} = 0$, $1 \cap \overline{1} = 0$, $0 \cap 0 = 0$, $1 \cap 1 = 1$, $\tilde{x}_i \cap \tilde{x}_i = \tilde{x}_i$, $\overline{\tilde{x}_i} \cap \overline{\tilde{x}_i} = \overline{\tilde{x}_i}$, $\tilde{x}_i \cap \overline{\tilde{x}_i} = 0$.

Представим ориентированные частные производные в виде множеств, образованных поэлементным пересечением соответствующих множеств, т.е.

$$\frac{\partial^1 F(X)}{\partial x_i} = F(X) \cdot \overline{F(\overline{x}_i)} = \{0, 1, x_i\} \cap \{\overline{0}, \overline{1}, x_i\} = \{0, 0, x_i\};$$

$$\frac{\partial^0 F(X)}{\partial x_i} = \overline{F(X)} \cdot F(\overline{x}_i) = \{\overline{0}, \overline{1}, \overline{\tilde{x}_i}\} \cap \{0, 1, \tilde{x}_i\} = \{0, 0, \tilde{x}_i\}.$$

Сравнивая полученные представления ориентированных частных производных в форме множеств с аналогичным представлением функции $F(X)$, можно сформулировать алгоритм представления этих производных в области определения, сжатой по переменной, по которой находится производная.

Для представления убывающей частной производной функции $F(X)$ по переменной x_i необходимо исходную область определения функции $F(X)$ сжать по

переменной x_i . Затем полученные единичные значения в точках сжатой области определения заменить нулевыми, оставляя неизменными нулевые значения и значения литералов.

Для представления возрастающей частной производной функции $F(X)$ по переменной x_i следует исходную область определения функции $F(X)$ сжать по переменной x_i . Затем полученные единичные значения в точках сжатой области определения заменить нулевыми, а значения полученных литералов заменить противоположными, оставляя неизменными нулевые значения.

Неориентированную частную производную можно было бы найти, выполнив операцию логического сложения полученных неориентированных производных с последующим преобразованием этой суммы. Однако задачу можно упростить, если опять подойти к решению с позиций теоретико-множественного представления, поставив в соответствие операции логического сложения операцию поэлементного объединения множеств, соответствующих убывающей и возрастающей частным производным. Под поэлементным объединением множеств будем понимать множество, образованное объединением соответствующих одноэлементных подмножеств, образующих исходные объединяемые множества.

В результате такого объединения получаем

$$\frac{\partial F(X)}{\partial x_i} = \frac{\partial^1 F(X)}{\partial x_i} \vee \frac{\partial^0 F(X)}{\partial x_i} = \{0, 0, \tilde{x}_i\} \cup \{0, 0, \bar{\tilde{x}}_i\}.$$

Анализируя приведенное выражение, замечаем, что при выполнении операции поэлементного объединения будут иметь место только две ситуации: $0 \cup 0 = 0$ и $\tilde{x}_i \cup \bar{\tilde{x}}_i = 1$, следовательно, множества, соответствующие неориентированной частной производной, можно представить следующим образом:

$$\frac{\partial F(X)}{\partial x_i} = \{0, 0, \tilde{x}_i\} \cup \{0, 0, \bar{\tilde{x}}_i\} = \{0, 0, 1\}.$$

Сравнивая полученное представление неориентированной частной производной с представлением функции $F(X)$ в области определения, сжатой по переменной x_i , можно также сформулировать алгоритм её представления в этой области.

Для представления неориентированной частной производной функции $F(X)$ по переменной x_i необходимо исходную область определения заданной функции $F(X)$ сжать по переменной x_i . Затем полученные единичные значения в точках сжатой области определения заменить нулевыми, а значения литералов заменить единичными значениями, оставляя нулевые значения неизменными.

При выполнении операции сжатия области определения заданной функции предпочтение следует отдать версии алгоритма сжатия, основанной на представлении заданной функции в декомпозиционной карте, как наиболее простой и наглядной с позиций теоретико-множественного представления.

В целях обеспечения возможности представления в точках сжатой области определения не только значений заданной функции, но и всех её частных производных, предлагается модифицированная декомпозиционная карта, отличающаяся от ранее рассмотренных наличием дополнительных строк для представления значений:

$$F(X), \frac{\partial^1 F(X)}{\partial x_i}, \frac{\partial^0 F(X)}{\partial x_i}, \frac{\partial F(X)}{\partial x_i}.$$

В общем случае собственно декомпозиционная карта, как и ранее рассмотренные, представляет собой таблицу, состоящую из двух информационных строк, окрашенных интервалами значений переменной x_i , и 2^{n-1} столбцов, окрашенных интервалами значений переменных подмножества $X_2 = X \setminus x_i$.

Вдобавок к двум информационным строкам вводим пять вспомогательных строк для представления: номеров точек сжатой области (от 0 до $2^{n-1} - 1$); значений функции $F(X)$ в точках сжатой области определения; значений убывающей частной производной; значений возрастающей частной производной и строки для представления неориентированной частной производной.

При такой организации декомпозиционной карты номер столбца i , определяемый значениями переменных подмножества X_2 , даёт номер точки сжатой области определения. Значения заданной функции, представленные в каждом таком столбце, определяют её значения в точках сжатой области в виде нуля, единицы, \bar{x}_i или x_i . Анализ полученных значений функции позволяет найти соответствующие значения производных в соответствии со сформулированным выше алгоритмом.

Анализ предложенного алгоритма проведём на примере нахождения ориентированных и неориентированных частных производных некоторой функции от пяти переменных, заданной номерами единичных наборов:

$$F(X) : \{2,4,5,6,9,10,13,15,16,17,18,19,22,23,24,28,31\}.$$

Анализ методики нахождения ориентированных и неориентированной частных производных проведём только по одной из переменных.

Модифицированная декомпозиционная карта для варианта нахождения производных по переменной x_0 показана на рис. 1 (аналогичным образом может быть представлена карта при нахождении производных по любым другим переменным).

	0	1	1	1	0	1	0	0	1	1	0	1	1	0	1	0	0
	0	0	1	0	1	0	1	1	1	1	0	1	0	0	0	0	1
x_0	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	
	0	\bar{x}_0	1	\bar{x}_0	x_0	\bar{x}_0	x_0	x_0	1	1	0	1	\bar{x}_0	0	\bar{x}_0	x_0	$F(X)$
	0	\bar{x}_0	0	\bar{x}_0	x_0	\bar{x}_0	x_0	x_0	0	0	0	0	\bar{x}_0	0	\bar{x}_0	x_0	$\frac{\partial F(X)}{\partial x_0}$
	0	x_0	0	x_0	\bar{x}_0	x_0	\bar{x}_0	\bar{x}_0	0	0	0	0	x_0	0	x_0	\bar{x}_0	$\frac{\partial^0 F(X)}{\partial x_0}$
	0	1	0	1	1	1	1	1	0	0	0	0	1	0	1	1	$\frac{\partial F(X)}{\partial x_0}$

Рис. 1. Декомпозиционная карта функции и её производных по переменной x_0

Полученное представление значений ориентированных производных в клетках соответствующих строк декомпозиционной карты по сути является представлением их сжатой области определения, координаты точек которой (номера

столбцов) определяются значениями переменных подмножества $X_2 = \{x_4x_3x_2x_1\}$, а значения производных в этих точках равны нулю или одному из литералов переменной x_0 . Последующее их представление возможно в любой другой форме в соответствии с рассмотренными в [7] правилами представления и преобразования обобщённых логических функций с параметрами, зависящими от одной переменной.

Неориентированная частная производная функции $F(X)$ по переменной x_0 от этой переменной не зависит, и её можно рассматривать как обычную логическую функцию, представленную в точках сжатой области определения значениями 0 и 1.

В случае, если возникает необходимость в аналитическом представлении производных в минимальных ДНФ, то при ручных способах наиболее удобным является алгоритм нахождения, основанный на представлении производных в сжатых картах с соседним кодированием по переменным подмножества $X_2 = \{x_4x_3x_2x_1\}$.

При этом следует заметить, что необходимости в представлении возрастающей производной в отдельной карте нет, поскольку её отличие от убывающей будет заключаться в инверсном значении литералов переменной x_0 . Поэтому представим в картах только лишь убывающую частную производную и неориентированную производную, которые показаны на рис. 2.

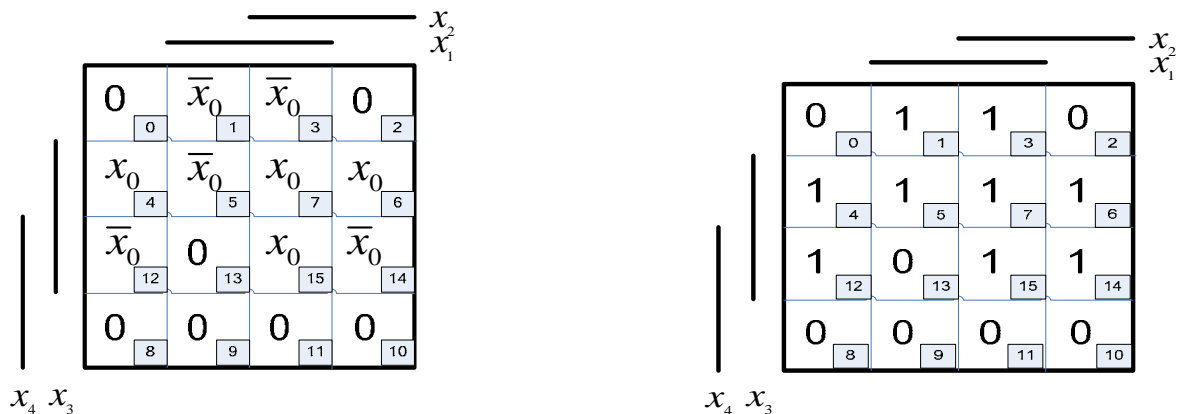


Рис. 2. Сжатые карты убывающей и неориентированной производных

Опуская комментарий к процедуре выделения правильных конфигураций, запишем номера точек, образующих эти конфигурации, и соответствующие им простые импликанты.

Для убывающей частной производной: $\langle 3,1 \rangle - \bar{x}_4\bar{x}_3x_1\bar{x}_0$; $\langle 5,1 \rangle - \bar{x}_4\bar{x}_2x_1x_0$; $\langle 12,4 \rangle - x_4x_3\bar{x}_1\bar{x}_0$; $\langle 15,7 \rangle - x_3x_2x_1x_0$.

Для неориентированной частной производной: $\langle 1,3,5,7 \rangle - \bar{x}_4x_1$; $\langle 4,5,6,7 \rangle - \bar{x}_4x_3$; $\langle 4,6,12,14 \rangle - x_3\bar{x}_1$; $\langle 14,15,6,7 \rangle - x_3x_2$.

Для возрастающей частной производной запишем простые импликанты, инвертируя значения литералов \tilde{x}_0 : $\bar{x}_4\bar{x}_3x_1x_0$; $\bar{x}_4\bar{x}_2x_1\bar{x}_0$; $\bar{x}_4x_3\bar{x}_1\bar{x}_0$; $x_4x_3\bar{x}_1x_0$; $x_3x_2x_1\bar{x}_0$.

Для представления минимальной ДНФ каждой из производных достаточно

объединить по ИЛИ простые импликаты, полученные для каждой из них:

$$\frac{\partial^1 F(X)}{\partial x_0} = \bar{x}_4 \bar{x}_3 x_1 \bar{x}_0 \vee \bar{x}_4 \bar{x}_2 x_1 x_0 \vee x_3 x_2 x_1 x_0 \vee x_4 x_3 \bar{x}_1 \bar{x}_0;$$

$$\frac{\partial^0 F(X)}{\partial x_0} = \bar{x}_4 \bar{x}_3 x_1 x_0 \vee \bar{x}_4 \bar{x}_2 x_1 \bar{x}_0 \vee x_3 x_2 x_1 \bar{x}_0 \vee x_4 x_3 \bar{x}_1 x_0; \quad \frac{\partial F(X)}{\partial x_0} = \bar{x}_4 x_1 \vee \bar{x}_4 x_3 \vee x_3 \bar{x}_1 \vee x_3 x_2.$$

Аналогичным образом могут быть найдены производные по любой другой переменной.

Выводы

1. Проведен анализ известных способов нахождения булевых производных, отмечены их недостатки.
2. Предложен способ, основанный на использовании модифицированных декомпозиционных карт, что позволило упростить алгоритм нахождения производных в целом.
3. Анализ предложенного способа проведен на примере нахождения булевых производных функции от пяти переменных. В результате анализа была подтверждена эффективность рассмотренного способа.
4. Одним из дальнейших направлений исследования является разработка машинного алгоритма и программы нахождения производных.

Список литературы

1. Бохманн Д., Постхоф Х. Двоичные динамические системы. – М.: Энергоатомиздат, 1986. – 400 с.
2. Бондаренко М.Ф., Кривуля Г.Ф., Рябцев В.Г. и др. Проектирование и диагностика компьютерных систем и сетей. – К.: НМЦВО, 2000. – 300 с.
3. Хаханов В.Н. Техническая диагностика элементов и узлов персональных компьютеров. – К.: ИЗМН, 1998. – 308 с.
4. Sellers F., Hsido M., Bearnson L. Analyzing errors with the Boolean difference // IEEE Trans. Comp. – 1968. – Vol. 17. – P. 676 - 688.
5. Коробкова Е. Н. О применении метода сжатия области определения логических функций к нахождению булевых производных // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. тр. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2003. – Вып. 18. – С. 177-186.
6. Рубанов В.Г., Коробкова Е.Н. Разработка алгоритма сжатия области логических функций // Труды современного гуманитарного университета. Белгородский филиал. – Белгород: БФ СГУ. – 2000. – Вып. 18. – С. 105 - 112.
7. Рубанов В.Г., Коробкова Е.Н. Графоаналитический метод нахождения минимальных дизъюнктивных нормальных форм обобщенных логических функций // Системы обробки інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2002. – Вып. 3(19). – С. 46 - 53.

Метод арифметического классификационного кодирования трансформант Уолша

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба

Постановка проблемы

Ежегодно наблюдается возрастающий рост объемов передаваемой видеoinформации между пунктами обработки информации различных уровней АСУ. Однако существующие технические средства связи современных АСУ не могут удовлетворить характеристикам, необходимым для обработки и передачи такого вида информации с требуемым разрешением в реальном времени [1,2].

Таким образом, актуальной задачей является обеспечение обработки и передачи видеoinформации в виде цветных изображений в требуемые сроки до потребителя.

Одним из перспективных направлений решения такой задачи является совершенствованием методов сжатия реалистических изображений, что в свою очередь сможет обеспечить снижение времени доведения видеоданных до потребителя при приемлемых потерях качества.

Цель статьи

Разработка метода, позволяющего снизить время доведения видеoinформации, путем уменьшения объема передаваемых данных, поступающих в канал связи, при этом существенно не ухудшить качество восстановленного изображения.

Основной материал

Анализ реалистических изображений показывает на присущую им статистическую избыточность. Это обусловлено вероятностно-статистической закономерностью, выраженной в статистической зависимости элементов изображения (корреляционная зависимость), и неравномерной вероятностью появления этих элементов в изображении.

Предлагаемый метод выгоден для обработки сильнонасыщенных изображений. К сильнонасыщенным отнесены изображения с межэлементной зависимостью, функция корреляции которой близка к дельта-функции, а коэффициент корреляции между элементами изображения менее 0,7. Таким образом, сильнонасыщенные - это изображения, со множеством участков, в которых корреляция между соседними элементами невелика, а производная на этих участках терпит разрыв, то есть происходит скачок в энергетическом спектре такого изображения. Визуально сюда можно отнести реалистические изображения, содержащие участки, например, железной дороги или развязки дорог автомагистрали, т.е. где есть резкие цветовые перепады.

На рисунке 1 представлена блок-схема предлагаемого метода арифметического кодирования. Данный метод предполагает исходное изображение цветовой модели RGB подвергнуть разбиению на блоки определенной

размерности с последующим выполнением дискретного ортогонального преобразования Уолша (ДПУ) и арифметического кодирования (АК). За счет ортогонального преобразования (ОП) разрушаются корреляционные связи элементов изображения. Применение ДПУ для сильнонасыщенных изображений, учитывая их двухмерность, обеспечивают минимальную алгоритмическую сложность вычислений всего изображения при заданном качестве. Следствием этого является снижение суммарного времени необходимого для выполнения ОП. Кроме того, ДПУ обладает важным свойством, состоящим в меньшем проявлении эффекта Гибсона (артефактов) в восстановленных изображениях [3].

При этом трансформанты Уолша обладают избыточностью выраженной неравномерностью распределения вероятности появления спектральных компонент в трансформантах преобразования.

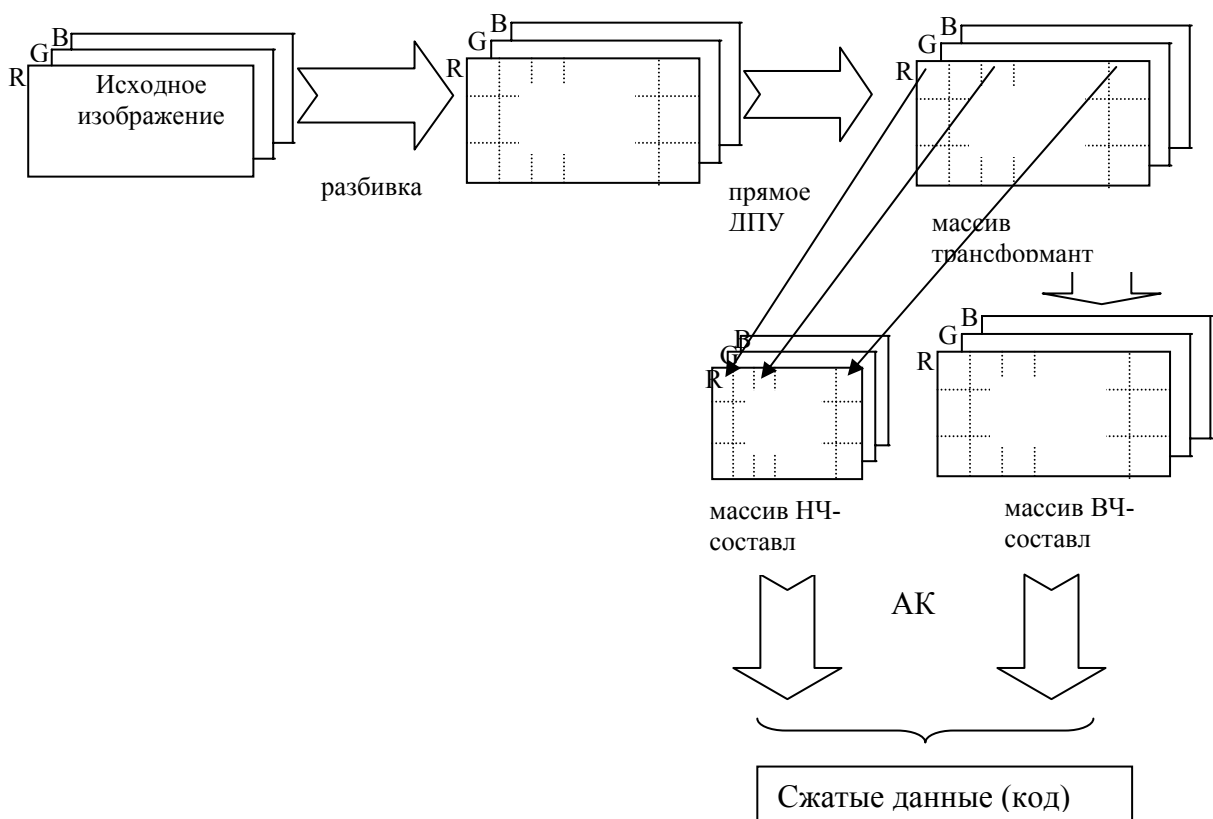


Рис.1 Блок-схема реализации метода классификационного арифметического кодирования.

Этот вид избыточности сокращается арифметическим кодированием. Это обусловлено тем, что АК дает лучшее приближение к оптимальному кодированию за счет лучшей степени приближения частоты кодирования к относительной частоте появления компонент в трансформантах [4].

Метод сжатия сильнонасыщенных изображений, который включает дискретное ортогональное преобразование Уолша с предварительной разбивкой исходного изображения на блоки размерностью 16x16 пикселей и арифметического кодирования спектральных компонент трансформант Уолша, позволил при минимальной алгоритмической сложности вычислений всего

изображения достичь числового значения коэффициента сжатия реалистических изображений до 3,2, сохраняя заданное качество.

Оценка коэффициента сжатия проводилась согласно выражения (1):

$$K_{сж} = \frac{V_{исх}}{V_{сж}} \quad (1)$$

где $V_{исх}$ – объем данных исходного изображения;

$V_{сж}$ – объем данных изображения, после кодирования.

$$V_{сж} = \sum^{RGB} (m \times n) \times \left(- \sum_{i=0}^{B_{mp}} p(y_i) \log_2 p(y_i) \right) \quad (2)$$

где B_{mp} – динамический диапазон компонент трансформант Уолша;
 $m \times n$ – размерность изображения.

Из теоремы Шеннона следует, что всегда можно найти такой метод кодирования, при котором среднее число двоичных символов на одно сообщение будет приближаться к энтропии источника сообщения, но не может быть меньше ее.

Исходя из этого, были исследованы спектральные компоненты и энтропия трансформант Уолша (рис.1).

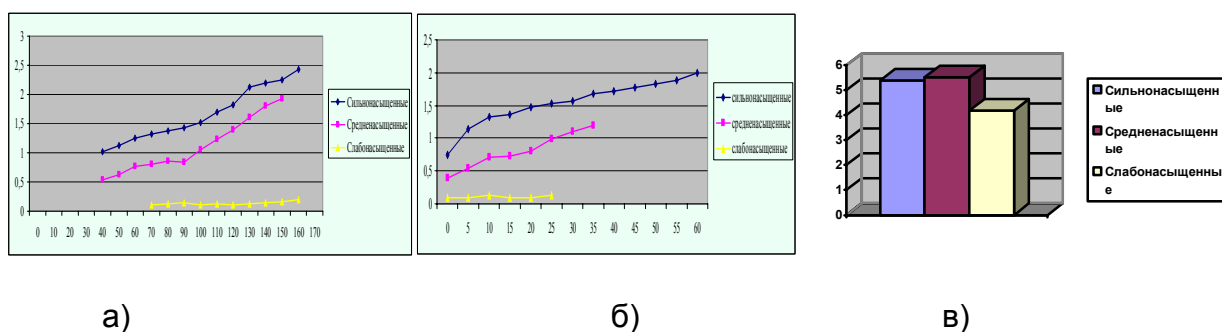


Рис. 1. График зависимости энтропии от спектральных коэффициентов каждой из трансформант изображений а) энтропия всех спектральных компонент трансформант; б) энтропия ВЧ - спектральных компонент трансформант; в) энтропия НЧ - спектральных компонент трансформант.

НЧ - спектральные компоненты трансформант отвечают за низкочастотную составляющую спектра ДПУ, где сосредоточены основные сведения об исходном изображении - граница цветового перехода.

Таким образом, для дополнительного повышения значения коэффициента сжатия предлагается классификационное кодирование трансформант Уолша (ДПУ+КлАК), который основан на выделении в отдельный массив компонент НЧ-составляющих трансформант, и отдельной обработке высокочастотных и низкочастотных составляющих трансформант, учитывающей их различные динамические диапазоны (рис.1). Причем вновь сформированный массив компонент НЧ-составляющих трансформант имеет значительно меньшую размерность, чем размерность исходного изображения. Это позволило увеличить значение коэффициента сжатия на 11 %, что в свою очередь, привело к снижению объема данных изображения, поступающих в канал связи.

Объем данных сжатого изображения применив классификационное кодирование трансформант Уолша представлен выражением:

$$V_{сж}^k = \sum_{k=1}^3 (V_{ВЧ} + V_{НЧ}) \quad (3)$$

где $V_{ВЧ}$ – объем данных высокочастотной составляющей трансформант;
 $V_{НЧ}$ – объем данных низкочастотной составляющей трансформант.

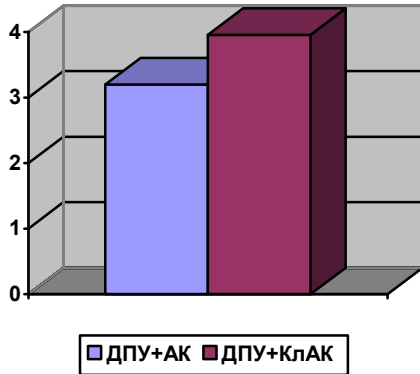


Рис. 2 График зависимости коэффициента сжатия данных исходного изображения от разработанного метода сжатия для сильнонасыщенных изображений

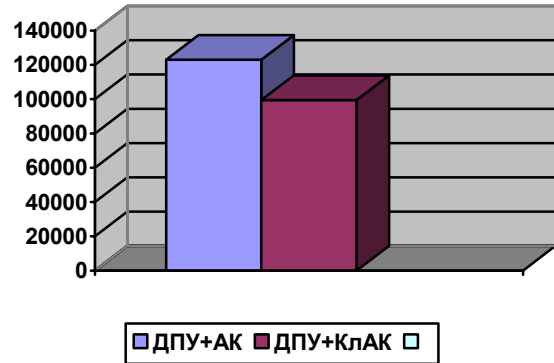


Рис. 3 График зависимости объема сжатых данных при кодировании с применением разработанного метода для сильнонасыщенных изображений

Выводы

Применив к реалистическим изображениям разработанный метод классификационного кодирования трансформант Уолша, позволит:

1. Повысить скорость компрессии данных за счет снижения сложности вычислений при ортогональном преобразовании.
2. Повысить коэффициент сжатия на 11 % за счет отдельной обработки высокочастотных и низкочастотных составляющих компонент трансформант, учитывающей их различные динамические диапазоны при этом потеря качества изображений остается не существенной.
3. Снизить суммарное время на обработку и передачу видеоданных по существующим каналам связи на 14 % по сравнению с известными методами сжатия.

Список литературы

1. Гонсанс Р., Вудс Р. Цифровая обработка изображений. Пер. с англ. - М.: Техносфера, 2005. – 1072 с.
2. Ватолин Д.С. Алгоритмы сжатия изображений.- Москва.: Московский государственный Университет им. М.В.Ломоносова Факультет вычислительной математики и кибернетики, 1999. – 58с.
3. Красноруцкий А.А., Коломийцев А.В., Олексин А.А. Оценка погрешности аппроксимации изображений в базисах кусочно-постоянных и тригонометрических функции// Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2004. Вип. 5(54) С.74-79.
4. Ватолин Д., Ратушняк А., Смирнов М., Юкин В. Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео. – М.: ДИАЛОГ – МИФИ, 2003. – 384с.

Математическая модель трехмерного закрученного течения в вихревой камере плазмотрона

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

Физическое моделирование при проектировании новых образцов промышленной техники до настоящего времени являлось одним из наиболее распространенных методов исследования закрученных течений. В настоящее время оно постепенно уступает место численному моделированию. Отбор вариантов численных результатов может значительно снизить затраты на окончательные дорогостоящие натурные физические исследования, и, следовательно, на этапе проектирования математическое моделирование предпочтительней с точки зрения скорости и стоимости исследований.

В данной работе рассматривается трехмерное закрученное течение в вихревой камере плазмотрона с термоэмиссионным катодом (рис. 1). Закрутка газа осуществляется с помощью вихревой камеры 2, в которой вращательный импульс сообщается газу за счет его тангенциального ввода в камеру через отверстия 1. Кроме пространственной стабилизации дуги по оси z закрутка также обеспечивает вращение радиальных участков дуги, а вместе с ними и перемещение опорных пятен дуги по поверхности электродов, распределяя тепловой поток и эрозию равномерно по окружности. Ослабление закрутки приводит к дестабилизации дуги и снижению напряжения горения дуги с самоустанавливающейся длиной. Аэродинамика течения в сливном электроде (аноде) 4 оказывает существенное влияние на характер горения дуги в нем [1]. Кроме того, для защиты катода 3 от отравления атмосферным воздухом [2] очень важно знать газодинамические характеристики и характер закрученного потока в прикатодной области для прогнозирования его отравляемости в приэлектродной области.

Моделирование трехмерных течений связано с известными практическими трудностями, такими как использование разнесенных сеток, медленная сходимость численного алгоритма решения и т.д. Решение турбулентной задачи требует сгущения расчетной сетки в областях с большими градиентами искомых переменных, а также вблизи твердых стенок. Все эти проблемы значительно осложняют физико-математическую постановку задачи в рассматриваемой области.

Для численного исследования поставленной задачи используются система уравнений Навье – Стокса [3], включающих законы сохранения массы, импульса и энергии нестационарного пространственного течения в рамках подхода Эйлера в декартовой системе координат $(x_i, i = 1, 2, 3)$, в общем виде:

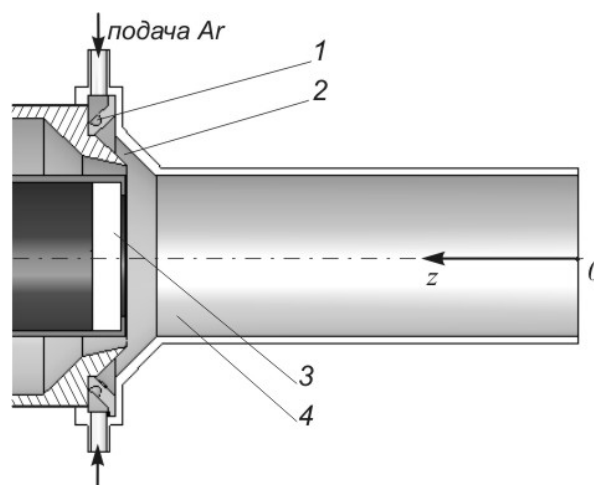


Рис. 1. Схема проектируемой вихревой камеры

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (\rho u_k) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (\rho u_i u_k - \tau_{ik}) + \frac{\partial P}{\partial x_i} = S_i, \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} ((\rho E + P) u_k + q_k - \tau_{ik} u_i) = S_k u_k + Q_H, \quad (3)$$

где t – время; u – скорость газа; ρ – плотность газа; P – давление газа; S_i – внешние массовые силы, действующие на единичную массу газа; E – полная энергия единичной массы газа; Q_H – тепло, выделяемое тепловым источником в единичном объеме газа; τ_{ik} – тензор вязких сдвиговых напряжений; q_i – диффузионный тепловой поток, нижние индексы означают суммирование по трем координатным направлениям.

Кроме того, используются уравнения состояния инертного газа $\rho = P/(RT)$, где R – газовая постоянная моделируемого газа, а также эмпирические зависимости вязкости и теплопроводности этого газа от температуры.

Для моделирования турбулентных течений упомянутые уравнения Навье – Стокса осредняются по Рейнольдсу, т.е. используется осредненное по малому масштабу времени влияние турбулентности на параметры потока, а крупномасштабные временные изменения осредненных по малому масштабу времени составляющих газодинамических параметров потока (давления, скоростей, температуры) учитываются введением соответствующих производных по времени. В результате уравнения имеют дополнительные члены – напряжения по Рейнольдсу, а для замыкания этой системы уравнений используются уравнения переноса кинетической энергии турбулентности и ее диссипации в рамках $k - \varepsilon$ модели турбулентности [4].

Тензор вязких сдвиговых напряжений определяется следующим образом:

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (4)$$

где $\mu = \mu_l + \mu_t$; μ_l – коэффициент динамической вязкости, μ_t – коэффициент турбулентной вязкости, δ_{ij} – дельта-функция Кронекера ($\delta_{ij} = 1$ при $i = j$; $\delta_{ij} = 0$ при $i \neq j$), k – кинетическая энергия турбулентности. В соответствии с $k - \varepsilon$ моделью турбулентности, μ_t определяется через величины кинетической энергии турбулентности k и диссипации этой энергии ε :

$$\mu_t = f_\mu \frac{C_\mu \rho k^2}{\varepsilon}, \quad (5)$$

где $f_\mu = [1 - \exp(-0,025 R_y)]^2 \cdot \left(1 + \frac{20,5}{R_T} \right)$; $R_T = \frac{\rho k^2}{\mu_l \varepsilon}$; $R_y = \frac{\rho \sqrt{k} y}{\mu_l}$; y – расстояние от поверхности стенки; $C_\mu = 0.09$.

Кинетическая энергия турбулентности k и диссипация этой энергии ε оп-

ределяются в результате решения следующих двух уравнений:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (\rho u_k k) = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\left(\mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_k} \right) + S_k, \quad (6)$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (\rho u_k \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\left(\mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_k} \right) + S_\varepsilon, \quad (7)$$

где $S_k = \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \varepsilon + \mu_t P_B$; $S_\varepsilon = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \left(f_1 \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \mu_t C_B P_B \right) - C_{\varepsilon 2} f_2 \frac{\rho \varepsilon^2}{k}$;

$$\tau_{ij}^R = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}; \quad P_B = -\frac{g_i}{\sigma_B} \frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x_i}; \quad g_i - \text{составляющая}$$

гравитационного ускорения в координатном направлении x_i ; $\sigma_B = 0.9$; $C_B = 1$ при

$$P_B > 0, \quad C_B = 0 \quad \text{при} \quad P_B < 0; \quad f_1 = 1 + \left(\frac{0.05}{f_\mu} \right)^3; \quad f_2 = 1 - \exp(-R_T^2); \quad C_{\varepsilon 1} = 1.44;$$

$$C_{\varepsilon 2} = 1.92; \quad \sigma_\varepsilon = 1.3; \quad \sigma_k = 1.$$

Диффузионный тепловой поток моделируется с помощью уравнения

$$q_k = - \left(\frac{\mu_l}{Pr} + \frac{\mu_t}{\sigma_c} \right) c_p \frac{\partial T}{\partial x_k}, \quad (8)$$

где $k = 1, 2, 3$; $\sigma_c = 0.9$; Pr – число Прандтля; c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении; T – температура газа.

В качестве граничных условий задавались: на входе в вихревую камеру плазмотрона – суммарный расход аргона 60 мг/с с температурой 300 К; на выходе из плазмотрона – атмосферное давление 101325 Па. На твердых стенках задавались условия непротекания и прилипания. Т.к. теплообмен газа с поверхностью не рассчитывается, тип стенки был выбран адиабатический.

Полученная система дифференциальных уравнений решалась в солвере CosmosFloworks 2005 [5] на адаптивной расчетной сетке. Для дискретизации этих уравнений использовался метод конечных объемов [6]. Соответственно, собственно дискретизация непрерывной математической модели состояла в том, что значения физических переменных рассчитывались (и хранились) только в центрах расчетных ячеек, а на гранях этих ячеек рассчитывались потоки массы, импульса, энергии, необходимые для расчета этих значений. При этом пространственные производные аппроксимировались с помощью неявных разностных операторов второго порядка точности. Потоки рассчитывались с использованием их аппроксимации вперед второго порядка точности, основанной на модифицированных неявных QUICK-аппроксимациях Леонарда [6] и методе минимизации полной вариации TVD [7]. При дискретизации по времени использовался метод расщепления операторов для более эффективного расчета давления и скорости. В соответствии с методом типа SIMPLE [8], давление рассчитывалось в результате решения дискретного эллиптического уравнения, полученного алгебраическими преобразованиями дискретных уравнений сохранения массы и импульса с учетом граничных условий для скорости.

Результаты численного исследования поставленной задачи представлены в виде линий тока одинаковых скоростей на рис. 2 и зависимости продольной скорости потока по оси канала плазмотрона на рис. 3.

К выходу из плазмотрона ослабление закрутки (рис. 2), обусловленное небольшим начальным массовым расходом, может вызывать дестабилизацию электрической дуги. Из рис. 3 видно, что продольная скорость V_{z0} меняет знак, т.е. возникает обратный поток газа по оси канала плазмотрона. С точки зрения защиты катода от отравления атмосферным воздухом, а также диффузии воздуха во встречном потоке плазмообразующего инертного газа наличие обратного потока крайне не желательно.

В настоящее время можно высказать предположение, что обратные потоки в канале плазмотрона можно избежать повышением расхода плазмообразующего газа, что требует проведения дальнейших исследований.

Перспективы дальнейших исследований. В дальнейшем планируется провести численные эксперименты с помощью разработанной математической модели на разных расходах инертного газа, с целью опровержения или подтверждения данного предположения, а также получения зависимостей окружных и продольных скоростей от расхода плазмообразующего газа.

Выводы. Разработанная математическая модель может быть использована для исследования и прогнозирования поведения закрученных вихревых потоков в канале плазмотрона и расчета основных газодинамических параметров течения газа в плазмотроне.

Список литературы

1. Жуков М.Ф., Смоляков В.Я., Урюков Б.А. Электродуговые нагреватели газа (плазмотроны). – М.: Наука, 1973. – 232 с.
2. Состав газа в плазмотроне с ламинарным потоком плазмообразующего инертного газа / Кривцов В.С., Планковский С.И., Цегельник Е.В. и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – Вып. 4 (20). – С. 19 – 24.
3. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1973. – 847 с.
4. Фрик П.Г. Турбулентность: подходы и модели. – Москва-Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2003. – 292 с.
5. Cosmos FloWorks2005 Manual / Structural Research and Analysis Corporation, USA, 2005. – 188 p.
6. Роуч П. Вычислительная гидродинамика: Пер. с англ. – М.: Мир, 1980. – 616 с.
7. Hirsch C. Numerical computation of internal and external flows. John Wiley & Sons, Chichester, 1988. – 515 p.
8. Patankar S. V. Numerical heat transfer and fluid flow. Hemisphere, Washington, 1980. – 197 p.

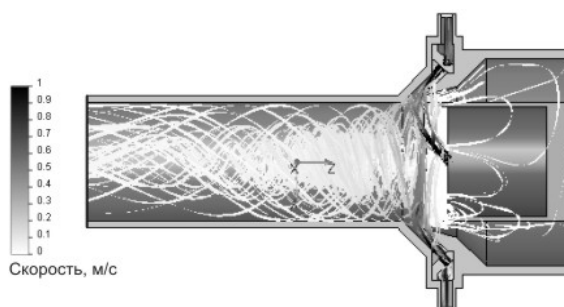


Рис. 2. Линии тока одинаковых скоростей в канале плазмотрона

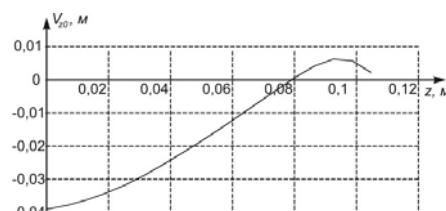


Рис. 3. Зависимость продольной скорости по оси плазмотрона

Метод расчета двухшнекового пресса на прочность

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

Введение. Шнековые прессы получили большое распространение в металлургии, при производстве изделий из пластмасс, а также в пищевой и сельско-хозяйственной промышленности. В данной работе предложен метод расчета двухшнекового пресса-экструдера, предназначенного для переработки семян подсолнечника без предварительной подготовки семян.

1. Описание конструкции. Принципиальная схема двухшнекового пресса-экструдера, показана на рис.1. Пресс состоит из привода и рабочей части (рис.1, поз. 1), которые установлены на раме.

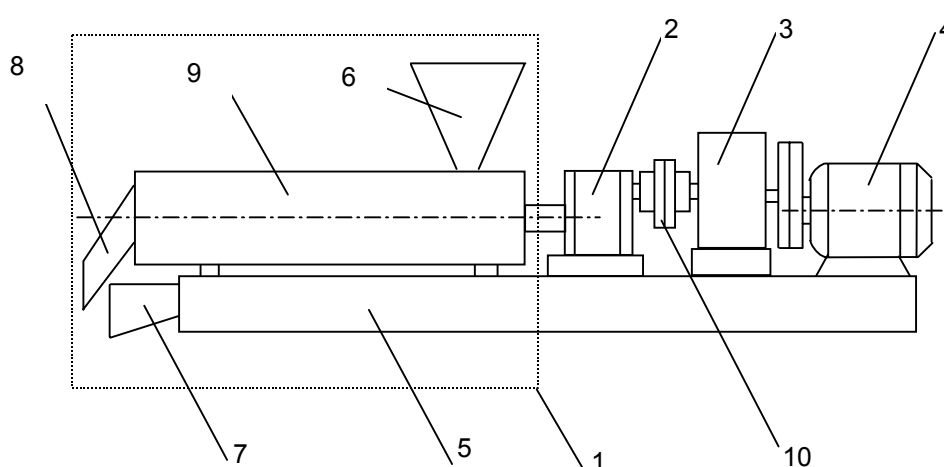


Рис. 1

В привод экструдера входят : электродвигатель – 4, двухступенчатый редуктор – 3, редуктор-раздвоитель - 2 (в дальнейшем – раздвоитель).

На рис. 1 цифрами обозначены: 5 – рама экструдера, 6 – загрузочный бункер, который предназначен для подачи перерабатываемого сырья; 7, 8 – лотки для масла и для отжатого материала; 9 - корпус пресса; 10 – пальцевая муфта.

В корпус пресса вставлены валы с насаженными на них шнеками и кулачками, вокруг которых расположены гильзы (Сталь 40Х). Снаружи корпуса установлены нагреватели, рабочая температура корпуса экструдера - около 120°С.

2. Постановка задачи. При эксплуатации экструдеров рабочий ток, потребляемый электродвигателем, составляет 12 А, максимальный ток - 20 А. На рассматриваемой модели экструдера установлен трехфазный асинхронный электродвигатель 4АМУ132 (максимальная мощность - 7,5 кВт, 1450 об/мин). Для уже спроектированного и изготовленного шнекового пресса-экструдера необходимо определить крутящий момент, возникающий во всех звеньях привода и рабочей части машины, выполнить расчет на прочность шнековых валов экструдера и осуществить подбор предохранительной срезной шпонки, установленной в приво-

де экструдера.

3. Кинематический расчет привода. Частота вращения ведомого шкива ременной передачи $n_{ш}$:

$$n_{ш} = \frac{140}{200} n_{в} = \frac{140}{200} \cdot 1450 = 1015 \text{ мин}^{-1}, \text{ диаметры шкивов 140 и 200 мм.}$$

Передаточное отношение редуктора $i = 20,6$. Скорость вращения выходного вала редуктора n_p :

$$n_p = \frac{1015}{20,6} \cong 50 \text{ мин}^{-1}.$$

Скорость вращения выходного вала редуктора 50 мин^{-1} сохраняется в расчете и далее для раздвоителя и шнековых валов.

4. Силовой расчет. Мощность на валу электродвигателя $N_{вд} = N_э \eta$, где η - КПД электродвигателя. Для трехфазного асинхронного двигателя 4АМУ132 $\eta = 0,875$. Максимальная мощность электродвигателя

$$N_э^{\max} = 7,5 \text{ кВт}.$$

При $\eta = 0,875$ мощность на валу электродвигателя $N_{вд}^{\max} = 7,5 \cdot 0,875 \cong 6,6 \text{ кВт}$.

Крутящий момент на валу электродвигателя согласно формуле (1.2) [1]:

$$T_э = \frac{9550 N_{вд}}{n_{в}} = \frac{9550 \cdot 6,6}{1450} = 43,5 \text{ Нм},$$

где $n_{в}$ - скорость вращения вала, мин^{-1} . Для трехфазного асинхронного двигателя 4АМУ132 $n_{в} = 1450 \text{ мин}^{-1}$.

Принимаем в запас КПД ременного привода равным единице.

Крутящий момент на выходном валу редуктора.

$$T_{ред} = \frac{9550 N_{вд}}{n_p} = \frac{9550 \cdot 6,6}{50} = 1260 \text{ Нм}.$$

Крутящий момент на выходном валу редуктора (в дальнейшем T) равен **моменту сопротивления**, который возникает в корпусе пресса в результате прессования.

Силовые и кинематические параметры привода пресса приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметр	Электродвигатель	Ведомый шкив на ременной передаче	Редуктор
Скорость вращения, мин^{-1}	1450	1015	50
Максимальный крутящий момент, Нм	43,5		1260

5. Расчет срезной шпонки. Срезная шпонка работает на срез и на смятие. Её целесообразно размещать в месте установки втулочно-пальцевой муфты.

5.1. Расчет на смятие. Условие прочности на смятие:

$$\sigma_{\text{см}} = \frac{P}{F_{\text{см}}} \leq [\sigma_{\text{см}}], [\sigma_{\text{см}}] = 2[\sigma]_{-},$$

где $[\sigma]_{-}$ - допускаемое напряжение на сжатие. Для материала шпонки сталь 45 $[\sigma]_{-} = 360$ МПа.

$$[\sigma_{\text{см}}] = 2 \cdot 360 = 720 \text{ МПа},$$

$$F_{\text{см}1} = 63 \cdot 4 = 252 \text{ мм}^2, F_{\text{см}2} = 50 \cdot 4 = 200 \text{ мм}^2,$$

где индекс «1» обозначает шпонку, установленную на втулочно-пальцевую муфту со стороны редуктора, а индекс «2» – со стороны раздвоителя. Согласно чертежу, размеры шпонки 1: 63×12,8×9, высота площадки смятия – 4 мм, размеры шпонки 2: 50×11×8, высота площадки смятия – 4 мм. Шпонка 1 имеет прямоугольную форму, шпонка 2 - радиусы 5,5 мм.

Определим **силу** среза (смятия).

$$P_1 = \frac{T}{R_1} = \frac{1260}{51 \cdot 10^{-3}} = 24,7 \cdot 10^3 \text{ Н}, P_2 = \frac{T}{R_2} = \frac{1260}{38 \cdot 10^{-3}} = 33,2 \cdot 10^3 \text{ Н},$$

где R_1, R_2 – расстояние от плоскости среза до оси вращения вала.

Напряжение $\sigma_{\text{см}2}$ будет наибольшим:

$$\sigma_{\text{см}2} = \frac{33,2 \cdot 10^3}{200} = 166 \text{ МПа}.$$

Таким образом, напряжение смятия в шпонке 2 $\sigma_{\text{см}2} = 166$ МПа будет намного меньше допускаемого $[\sigma_{\text{см}}] = 720$ МПа.

5.2. Расчет на срез. Определим фактическую площадь среза.

$$F_{\text{ср}1} = 63 \cdot 12,8 = 806 \text{ мм}^2, F_{\text{ср}2} = (50 - 11) \cdot 11 + \frac{\pi \cdot 11^2}{4} = 519 \text{ мм}^2.$$

Условие прочности на срез

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{P}{F_{\text{ср}}} \leq [\tau_{\text{ср}}], [\sigma_{\text{см}}] = 2[\sigma]_{-}.$$

Определим требуемую площадь среза. Для шпонки, изготовленной из стали 45, предел текучести на срез $\tau_T = 220$ МПа.

$$F_{\text{ср}1} = \frac{24,7 \cdot 10^3}{220 \cdot 10^6} = 112 \text{ мм}^2, F_{\text{ср}2} = \frac{33,2 \cdot 10^3}{220 \cdot 10^6} = 151 \text{ мм}^2.$$

Требуемая длина срезной шпонки:

$$l_1 = \frac{112}{12,8} = 8,8 \text{ мм}, l_2 = \frac{151}{11} = 13,7 \text{ мм}.$$

Определим необходимое $\tau_{\text{ср}}$ для шпонки длиной 20 мм.

$$F_1 = 20 \cdot 12,8 = 256 \text{ мм}^2, F_2 = 20 \cdot 11 = 220 \text{ мм}^2;$$

$$\tau_{cp1} = \frac{24,7 \cdot 10^3}{256 \cdot 10^{-6}} = 96,5 \text{ МПа}, \quad \tau_{cp2} = \frac{33,1 \cdot 10^3}{220 \cdot 10^{-6}} = 151 \text{ МПа}.$$

6. Расчет на прочность шнековых валов. На шнековый вал действуют крутящий момент, сжимающая сила и распределенная изгибающая нагрузка. Согласно [2] момент сопротивления при кручении

$$W_k = \frac{\pi d^3}{16} - \frac{bt(d-t)^2}{2d} = \frac{\pi \cdot 40^3}{16} - \frac{12 \cdot 5(40-5)^2}{2 \cdot 40} = 11641 \text{ мм}^3.$$

$$\tau = \frac{T}{W_k} = \frac{1260}{11,641} 10^6 = 108,2 \text{ МПа}.$$

7. Определение усилий на раму пресса. Среди всех узлов экструдера наиболее существенные усилия на раму пресса создает двухступенчатый редуктор. На рис. 2 изображена кинематическая схема редуктора. Цифрами обозначены первое, второе и третье зубчатые колеса редуктора.

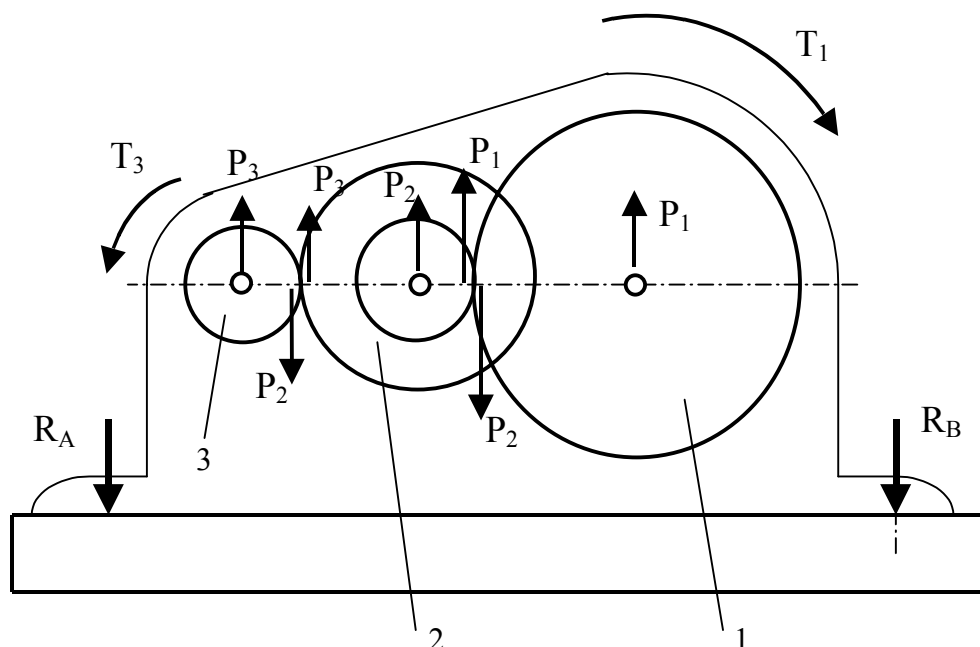


Рис 2

Наибольшая реакция возникает в подшипниках третьего зубчатого колеса так как это колесо имеет наименьший радиус и передает наибольший крутящий момент $P_3 = \frac{T_3}{R_3}$. Она уравнивается моментом сопротивления машины T_3 , который передается на редуктор через раздвоитель.

Список литературы

1. Расчет и проектирование деталей машин: Учеб. пособие для техн. вузов. – 3-е изд., перераб. и доп. – Х.: Основа, 1991. – 276 с.
2. Сопротивление материалов / Под ред. акад. АН УССР Г.С. Писаренко. – 5-е изд., перераб. и доп. - К.: Вища шк., 1986. - 775 с.

Интегрированная инерциально-спутниковая технология навигационных определений летательных аппаратов

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба

Обеспечение возможности автоматической реализации летательными аппаратами (ЛА), движущимися по управляемым траекториям, семейств траекторий различного типа традиционно требует адаптации систем управления для обеспечения требуемых значений множества показателей эффективности выполнения каждой целевой задачи. Качество и эффективность решения целевой задачи связаны с реализацией некоторой наиболее целесообразной в заданных условиях стратегии. Данная стратегия для ЛА, движущихся по управляемым траекториям, может быть реализована с заданной точностью и надежностью путем изменения состава используемого вектора измерений инерциально-спутниковой навигационной системы, в зависимости от текущих точностных параметров измерителей.

В работах, посвященных затронутым вопросам, основное внимание уделяется отдельным составляющим комплексирования навигационной системы ЛА [1, 2], либо описывается решение такой задачи для комплексной навигационной системы, использующей как одну из составляющих инерциальную подсистему на гиросtabilизированной платформе [1, 3], что часто неприемлемо для реализации в современных легкомоторных ЛА по стоимостным показателям. Кроме того, на практике возможно значительное ухудшение точности результатов навигационных определений при решении переопределенной системы уравнений [4] из-за резкого нарушения условий работы отдельных компонентов спутниковой навигационной системы.

Целью статьи является совершенствование технологии по использованию малогабаритной интегрированной навигационной системы ЛА, позволяющей обеспечить заданную точность решения навигационной задачи с использованием искусственной нейросети для оптимизации состава используемого вектора измерений навигационных подсистем. При этом предлагается по информации от избыточного количества навигационных датчиков интегрированной навигационной системы в полете формировать минимально необходимые наборы данных измерителей с учетом реализуемой на маршруте движения и требуемой точностей для решения каждой целевой задачи.

Рассмотрим систему управления ЛА (рис. 1.), которая будет иметь в своем составе отдельно и непрерывно функционирующие автономную бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), антенную систему аппаратуры спутниковой навигации (АСН), работающую по сигналам спутниковой радионавигационной системы (СРНС); бортовой эталон времени и частоты (БЭВЧ); устройство синхронизации (УСи); соответствующие входные преобразователи (Вх Пр); выходные преобразователи (Вых Пр), сигналы с которых поступают на исполнительные органы (ИО) ЛА. Обработка навигационных сигналов реализуется в микропроцессорных вычислительных

устройствах (МП). кроме того в комплексную систему управления ЛА входит наземный комплекс мониторинга движения, включающий в себя устройства приема информации о ЛА (ПР), средства визуализации информации о ЛА (Ср Виз) и технологическое оборудование (ТО).

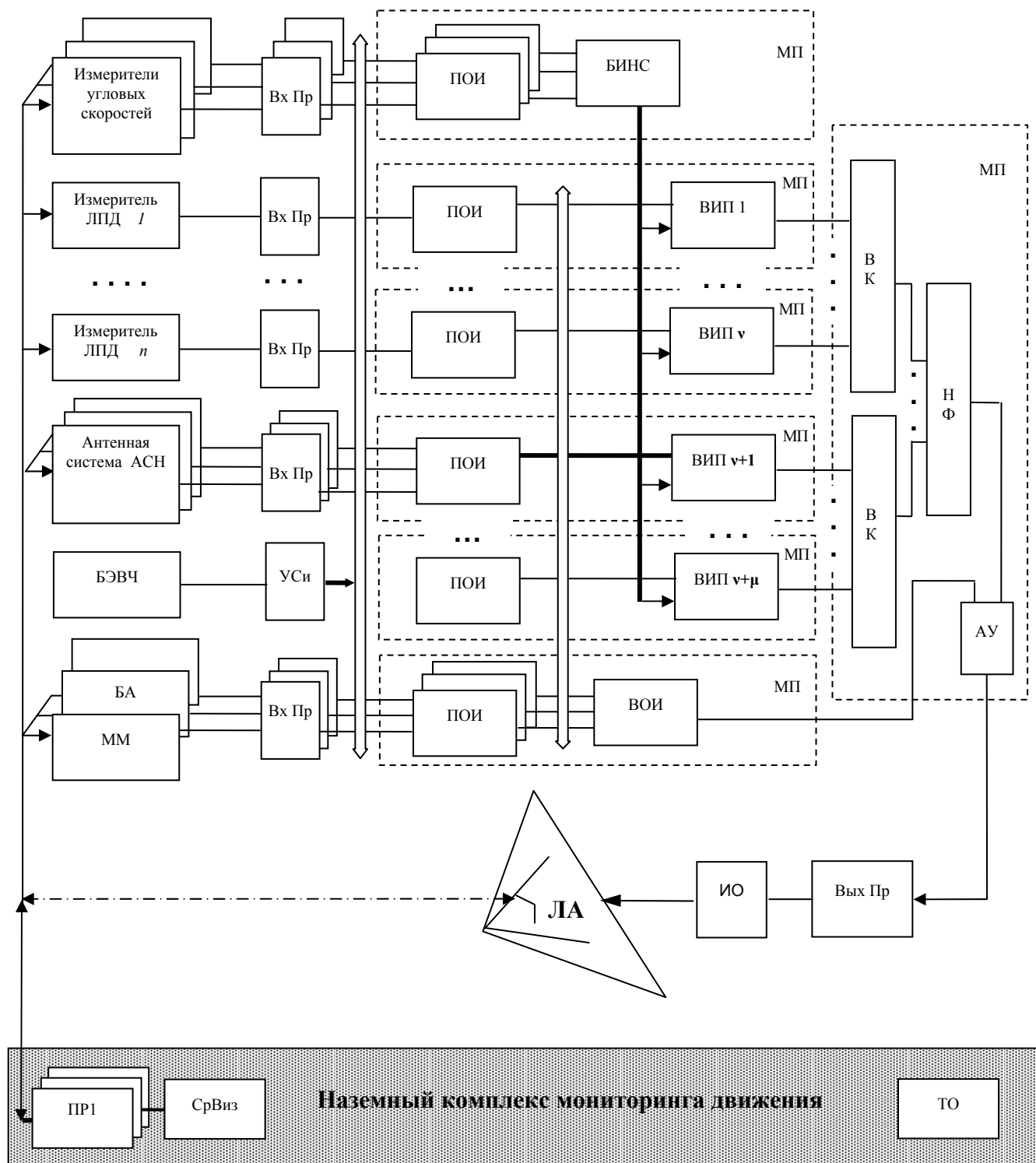


Рис. 1. Комплексная система управления летательным аппаратом

Бесплатформенная инерциальная навигационная система может включать измерители угловых скоростей, измерители линейных параметров движения (ЛПД), в том числе многоканальный магнитометр (ММ), бароальтиметр (БА) и т.д. Данные с измерителей проходят этапы первичной (ПОИ) и вторичной обработки информации (ВОИ).

На основе избыточных измерений в МП математически моделируется конечное множество инерциальных декартовых систем отсчета, в которых формируется траектория ЛА в полете, т.е. формируется конечное множество \mathbf{Q} виртуальных инерциальных платформ (ВИП), описываемое обобщенными координатами:

$$\mathbf{Q} = \{ (q_{ij}(t)) \mid q_{ij}(t) \in \Omega_{q_i}, t_0 \leq t \leq t_k, i = \overline{1,6}, j = \overline{1, v + \mu} \},$$

где i - номер обобщенной координаты;

j - номер ВИП;

t_0, t_k - время начала и окончания движения ЛА;

v - количество ВИП, формируемых на основе сигналов инерциальных датчиков;

μ - количество ВИП, формируемых на основе сигналов СРНС.

Каждая ВИП образуется либо на основе измерений акселерометров (минимально необходимы три акселерометра и три датчика угловой скорости), либо по сигналам навигационных космических аппаратов (НКА) (минимально необходимы четыре НКА).

Для согласования названных частных систем координат в определенной ортогональной инерциальной системе координат WGS-84 (ПЗ-90) [5], обобщенным координатам $q_{ij}(t)$ присваиваются соответствующие значения реализации действительных координат $x_j(t), y_j(t), z_j(t)$, и скоростей $\dot{x}_j(t), \dot{y}_j(t), \dot{z}_j(t)$ в j -й ВИП.

На каждом m -м такте вычислений длительностью T_m , на участке движения из множества инерциальных виртуальных платформ с порядковыми номерами $j = \overline{1, v}$ алгоритм выбора канала (ВК) [6, 7] производит селекцию виртуальных платформ, для которых наблюдаются минимальные значения инварианта I_{su} .

Выбор набора инерциальных измерителей ЛПД, обеспечивающих минимальные значения инварианта I_{su} , позволяет исключить наименее точные инерциальные измерители и соответствующие им ВИП. Для ВИП, которым соответствуют наименьшие значения инварианта I_{su} дополнительно вычисляется значение штрафной функции r_{nu} , характеризующей выполнение целевой задачи ЛА. Предпочтение отдается тем ВИП, для которых значение r_{nu} является наименьшим.

Из виртуальных платформ с порядковыми номерами $j = \overline{v+1, v+\mu}$ алгоритм ВК производит отбор СРНС виртуальных платформ, обеспечивающих минимальные значения инварианта I_{sc} . Данный алгоритм позволяет исключить избыточные НКА при решении переопределенной системы уравнений и соответствующие им ВИП. При учете таких ВИП возможно значительное ухудшение точности результатов навигационных определений в случае резкого

нарушения условий работы отдельных компонентов спутниковой навигационной системы.

Применение методов оптимальной совместной обработки навигационной информации достаточно большого набора точных измерителей в навигационном фильтре (НФ) приводит к уменьшению погрешностей навигации ЛА. Фильтрация навигационной информации производится с помощью рекуррентных процедур, позволяющих реализовать оценку навигационных параметров непосредственно в системе управления ЛА современными микропроцессорными средствами.

Используемые в ЛА технические устройства, реализующие инерциальные навигационные измерения, как правило, обладают недостаточной точностью и их ошибки накапливаются с течением времени. В качестве основных ограничений реализуемых значений показателей эффективности решения навигационной задачи для спутниковой подсистемы оказывается многолучевость распространения радионавигационных сигналов, ограниченная радиовидимость и зависимость от погодных условий. Известный алгоритм ВК [6, 7] позволяет выбрать наилучший из имеющихся набор измерителей. В силу объективных причин, таких как зависимость точности навигационных измерителей от времени и внешних условий, при движении ЛА состав наилучших с точки зрения точности наборов навигационных измерителей изменяется во времени по случайному закону. Предлагается при определении используемых в НФ наилучших наборов навигационных измерителей в процессе выбора каналов использовать технологию искусственных нейронных сетей.

На рис. 2 приведена стандартная схема радиально-базисной сети с n входами и m выходами, осуществляющая нелинейное преобразование вида

$$y_j = F_j(x) = \sum_{i=1}^h w_{ji} \varphi_i(x), \quad j = 1, 2, \dots, m,$$

где $\varphi_i(x)$ – радиально-базисные функции, определяющие характер отображения

из n -мерного пространства входов в m -мерное пространство выходов $R^n \rightarrow R^m$,

h – количество скрытых нейронов РБФ-сети,

w_{ij} – синаптические веса,

y_j – искомый текущий набор навигационных измерителей.

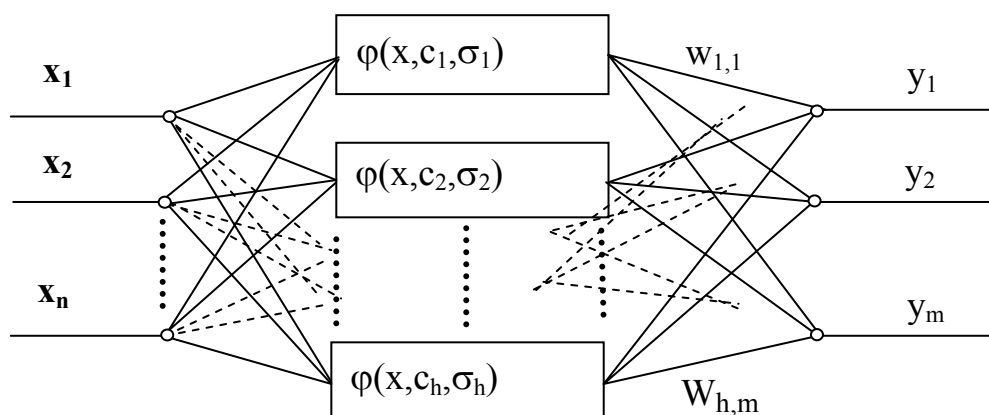


Рис. 2. Архитектура n-h-m РБФ-сети

Входной слой такой сети – это сенсоры, которые связывают ИНС с окружающей средой. Единственный скрытый слой, образованный нейронами Φ , осуществляет нелинейное преобразование входного пространства R^n в скрытое пространство R^h , как правило, более высокой размерности ($h \gg n$). И, наконец, выходной слой, образованный адаптивными линейными ассоциаторами, формирует отклик сети $\mathbf{y} = (y_1, y_2, \dots, y_m)^T$ на входной сигнал сети $\mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$. Данная сеть реализует идею, состоящую в том, что линейно неразделимая задача распознавания образов в пространстве R^n может стать линейно разделимой в пространстве более высокой размерности R^h . Наличие только одного скрытого слоя в нейросети обеспечивает время работы достаточное для работы системы управления ЛА в режиме реального времени.

В качестве радиально-базисной функции $\varphi_i(x)$ будем использовать многомерный гауссиан

$$\varphi(x) = \Phi(\|\mathbf{x} - \mathbf{c}\|, \mathbf{K}) = \exp(-(\mathbf{x} - \mathbf{c})^T \mathbf{K}^{-1} (\mathbf{x} - \mathbf{c})) = \exp\left(-\|\mathbf{x} - \mathbf{c}\|_{\mathbf{K}^{-1}}^2\right),$$

где $\|\mathbf{x} - \mathbf{c}\|$ – расстояние между входным вектором \mathbf{x} (текущие значения инварианта I_{su} для виртуальных платформ и соответствующие им значения штрафной функции r_{nu}) и собственным центром \mathbf{c} (эталонные значения инварианта I_{su} для виртуальных платформ и соответствующие им значения штрафной функции r_{nu});

\mathbf{K} – ковариационная матрица, определяющая форму, размер и ориентацию рецепторного поля РБФ-сети.

Таким образом, каждый нейрон скрытого слоя вычисляет расстояние между входным вектором и своим центром и осуществляет над ним некоторое нелинейное преобразование $F(x)$. После соответствующего обучения данная нейросеть способна обеспечить в режиме реального времени выбор наборов наилучших навигационных измерителей при движении ЛА по требуемому маршруту.

Интеграция бортового оборудования в единую функционально, структурно и конструктивно взаимосвязанную комплексную навигационную систему позволяет полнее использовать имеющуюся на борту ЛА избыточность информации. Появляется возможность повышения точности, помехоустойчивости, непрерывности и надежности навигационных определений, и, как следствие, расширение перечня решаемых задач и повышение качества их решения.

При создании и совершенствовании систем управления ЛА, удовлетворяющих широкому спектру различных, часто противоречивых, требований [3, 4], возможны различные варианты построения и функционирования системы управления ЛА.

Одним из основных элементов навигационного комплекса является БИНС, как наиболее надежная информативная и автономная система. Выходом инерциальной навигационной системы являются географические координаты, высота, проекции скорости относительно Земли и углы ориентации ЛА. Если местоположение пункта назначения задано в геодезических координатах, то текущие значения геодезических координат ЛА могут быть вычислены по алгоритму, приведенному в [3].

В качестве основного корректора БИНС используется АСН. Вследствие относительной малости коэффициентов временной корреляции погрешностей

АСН в измерении местоположения по сравнению с периодом Шулера ($T_{ш} = 84$ мин) погрешности шумов АСН принимаются "белым" шумом с заданной интенсивностью. В некоторых случаях (в частности, при наличии интенсивных помех, обусловленных влиянием отраженного сигнала) данное допущение требует дополнительного обоснования и исследования.

Один из возможных алгоритмов определения координат и скорости ЛА по сигналам навигационных космических аппаратов (НКА) имеет следующий вид [2].

Выражение для радиальной скорости \dot{s} :

$$\dot{s} = \frac{(\mathbf{R}_i - \mathbf{R})^T \cdot (\mathbf{V}_i - \mathbf{V})}{s} + \Delta\dot{s}, \quad (1)$$

где

$$s = \sqrt{(\mathbf{R}_i - \mathbf{R})^T \cdot (\mathbf{R}_i - \mathbf{R})} + \Delta s,$$

s – дальность ЛА-НКА;

\mathbf{R}, \mathbf{R}_i – радиус векторы ЛА и i -го НКА в абсолютной геоцентрической системе координат;

\mathbf{V}_i – вектор абсолютной скорости i -го НКА.

\mathbf{V} – искомый вектор абсолютной скорости ЛА;

$\Delta s = c \cdot \Delta\tau$ – погрешность определения дальности, вызванная смещением частоты $\Delta\tau$ опорного генератора навигационного приемника ЛА относительно бортового генератора НКА, общая для всех НКА;

$\Delta\dot{s}$ – погрешность определения радиальной скорости ЛА-НКА, вызванная дрейфом смещения синхронизации, общим для всех каналов;

c – скорость распространения радиосигнала;

i – определяет навигационный КА, относительно которого производится измерения.

Параметры \mathbf{R}_i и \mathbf{V}_i наряду со служебной и другой вспомогательной информацией передаются в навигационном сообщении i -го НКА. Значение \mathbf{R} определяется на этапе обработки кодовых спутниковых измерений.

Соотношение (1) может быть представлено в виде

$$\dot{s} = V_{si} + V_s + \Delta\dot{s},$$

где
$$V_{si} = \frac{(\mathbf{R}_i - \mathbf{R})^T}{s} \cdot \mathbf{V}_i,$$

$$V_s = -\frac{(\mathbf{R}_i - \mathbf{R})^T}{s} \cdot \mathbf{V};$$

\dot{s} – значение измерения доплеровского смещения частоты, представленное в виде суммы трех составляющих.

Первое слагаемое V_{si} вычисляется в явном виде по известной информации о параметрах движения НКА и координатах ЛА, вторая составляющая V_s – линейно зависит от абсолютной скорости объекта \mathbf{V} . Третья составляющая $\Delta\dot{s}$, для повышения точности, может быть оценена в результате решения навигационной задачи. Следовательно, задача определения скорости ЛА при помощи доплеровских измерений сводится к

стандартной линейной задаче оценивания. Ее решение при постулировании соответствующих гипотез о шумах измерений имеет вид [4]:

$$\mathbf{X}_k = \mathbf{X}_{k-1} + \left(\mathbf{H}_k^T \cdot \mathbf{W}_k^{-1} \cdot \mathbf{H}_k \right)^{-1} \cdot \mathbf{H}_k^T \cdot \mathbf{W}_k^{-1} \cdot \Delta \mathbf{Z}_k,$$

где $\mathbf{X}_k = |R_k, \Delta s_k, V_k, \Delta \dot{s}|^T$ – вектор состояния,

\mathbf{H}_k – матрица частных производных измеряемых параметров по определяемым параметрам,

\mathbf{W}_k – корреляционная матрица погрешностей измерений,

$\Delta \mathbf{Z}_k = \mathbf{Z}_k - \mathbf{D}_k$ – разность между измеренными значениями навигационных параметров \mathbf{Z}_k и вычисленными по известным данным \mathbf{D}_k на k -м шаге.

Исследование точностных характеристик комплексированной навигационной системы проводилось при использовании траекторий, близких к реальным. Работа БИНС и остальных подсистем моделировалась в соответствии с их алгоритмами функционирования [6].

Результирующие оценки погрешностей измерений вычислялись с помощью весовых коэффициентов для сигналов от различных навигационных датчиков. На конечном этапе оптимальной фильтрации корректировалась выходная информация первичных датчиков, и компенсировались составляющие погрешностей каждой из подсистем, входящих в навигационный комплекс. В качестве обобщенной характеристики точности навигационных определений использовалась величина σ_Σ , определяемая выражением

$$\sigma_\Sigma = Sp \Theta,$$

где Sp – след матрицы Θ ;

$\Theta = \left(\mathbf{H}_k^T \cdot \mathbf{W}_k^{-1} \cdot \mathbf{H}_k \right)^{-1}$ – матрица погрешностей измерений.

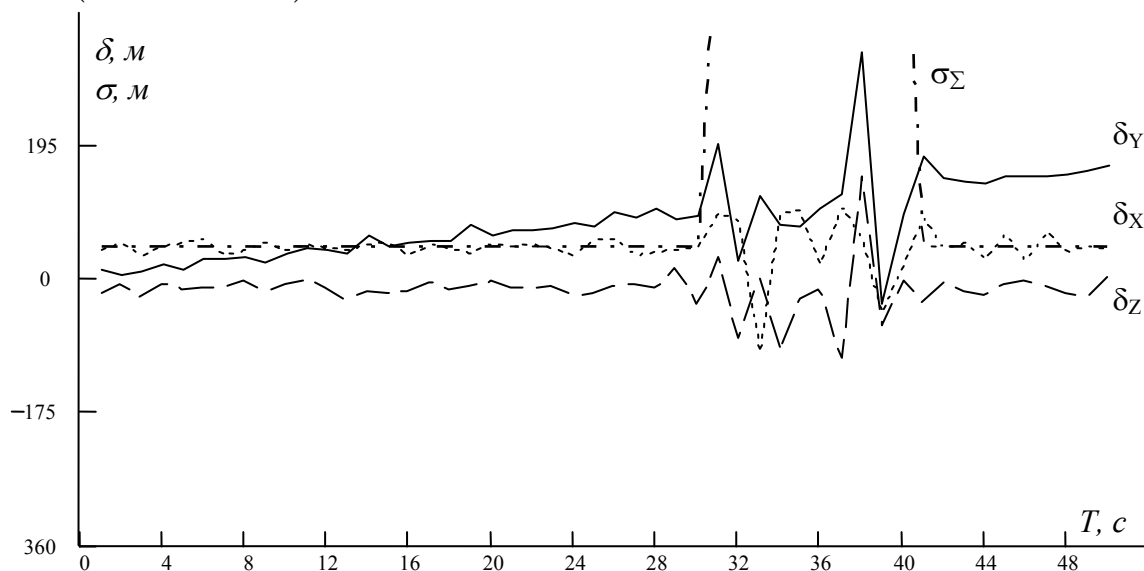


Рис. 3. Зависимость корректирующих приращений и обобщенной ошибки навигационных определений для АСН ЛА от времени наблюдения

В качестве исходных данных были приняты следующие начальные значения: скорость и ускорение ЛА: по оси X – $V_x = 17$ м/с, $a_x = 0$ м/с²; по оси Y – $V_y = 1$ м/с, $a_y = 3$ м/с²; по оси Z – $V_z = 0$ м/с, $a_z = 0$ м/с²; шумы измерений в штатном режиме работы АСН – $\sigma_r = 25$ м/с, $\sigma_{\dot{r}} = 0,2$ м/с.

Значение ошибок измеряемых величин для спутниковой подсистемы ЛА в аномальном режиме в 10 раз превышают ошибки в штатном режиме.

Результаты моделирования работы АСН ЛА представлены на рис. 3.

Результаты моделирования бесплатформенной комплексированной навигационной системы [6], в которой не используется выбор каналов по технологии искусственных нейронных сетей, представлены на рис. 4.

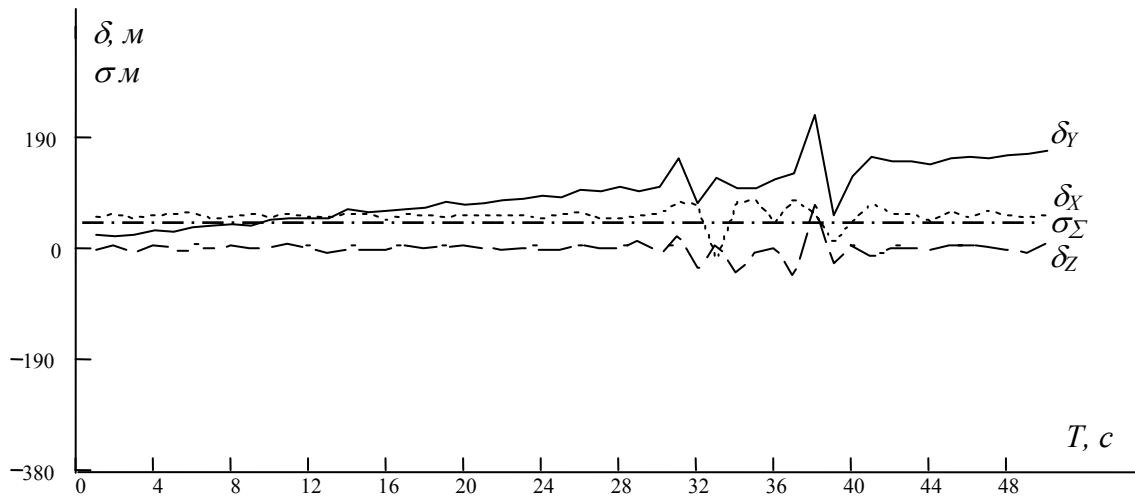


Рис. 4. Зависимость корректирующих приращений и обобщенной ошибки навигационных определений для комплексной навигационной системы ЛА от времени наблюдения

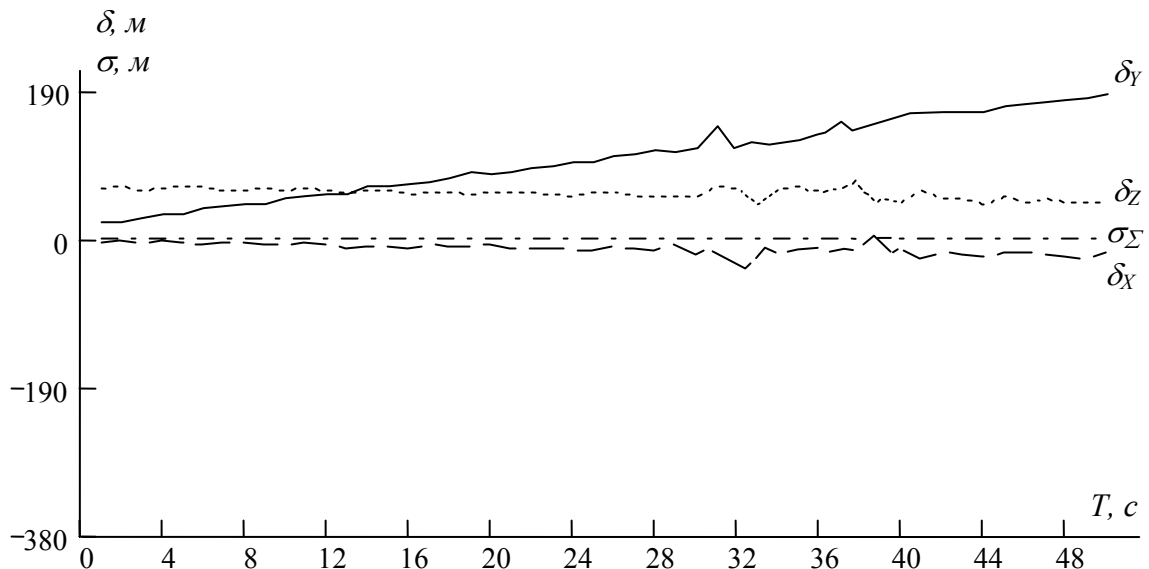


Рис. 5. Зависимость корректирующих приращений и обобщенной ошибки навигационных определений для инерциально-спутниковой навигационной системы ЛА с переменным составом используемого вектора измерений от времени наблюдения

Результаты моделирования работы предложенной инерциально-спутниковой навигационной системы с переменным составом используемого вектора измерений, что обеспечивается с помощью искусственной нейросети, представлены на рис. 5.

Штатному режиму соответствует интервал 30 с ($T = 0...30$ с), влияние эффектов многолучевости, замирания, затенения можно проследить на интервале аномальной работы АСН в 10 с ($T = 30...40$ с). Моделирование инерциальной подсистемы осуществлялось в соответствии с [3].

В качестве исходных данных для инерциальной подсистемы были приняты начальные значения, аналогичные начальным значениям для АСН и стандартные значения ошибок инерциальных измерителей типовых ИНС [1].

Анализ графической информации, представленной на рис. 3, рис. 4 и рис. 5, показывает, что на аномальном участке функционирования АСН при отсутствии комплексирования навигационных подсистем наблюдается резкое ухудшение точности навигационных определений. Для комплексной навигационной системы ЛА обобщенная характеристика точности навигационных определений σ_{Σ} в нормальном режиме функционирования АСН не менее, чем на 20 %, а для навигационной системы с переменным составом используемого вектора измерений – на 35 % лучше чем при использовании для навигации ЛА только АСН. Кроме того, применение навигационной системы ЛА с переменным составом используемого вектора измерений обеспечивает требуемую точность навигационных измерений и на аномальном участке функционирования АСН.

Предложенная интегрированная инерциально-спутниковая технология навигационных определений с использованием методов оптимальной совместной обработки навигационной информации приводит к уменьшению погрешностей навигации ЛА. Повышение точности управления в условиях аномальных режимов функционирования спутниковой радионавигационной системы позволяет повысить эффективность решения целевых задач летательными аппаратами.

Список литературы

1. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
2. Генике А.А., Побединский Г.Г. Глобальная спутниковая система определения местоположения и ее применение в геодезии - М.: Картогеоцентр – Геодезиздат, 1999. – 272 с.
3. Лебедев Д.В., Ткаченко А.И. Системы инерциального управления. Алгоритмические аспекты. – Киев: Наук. думка, 1991. – 208 с.
4. Соловьев Ю.А. Спутниковая навигация и ее приложения. – М.: Эко-Трендз, 2003. – 326 с.
5. Галазин В. Ф., Каплан Б. Л., Лебедев М. Т., Петров Н. В. и др. Система геодезических параметров Земли "Параметры Земли 1990 года" (ПЗ-90). Справочный документ – М.: Координационный научно-информационный центр 1998. – 36 с.
6. Макаренко В.Г., Подорожняк А.А., Рудаков С.В., Швец С.В. Бесплатформенная комплексная навигационная система для управления транспортными средствами // Системи обробки інформації. – Харків: ХУ ПС, – 2006. – Вип. 1 (50) – С. 107-116.
7. Фоменко О.Н., Журавлев А.А., Макаренко В.Г. Инвариантный контроль и коррекция комплексированных навигационных систем в задачах универсализации управления аэробаллистических летательных аппаратов // Системи обробки інформації. – Харків: НАНУ, ПАНМ, ХВУ, – 2002. – Вип. 6 (22) – С. 83-93.

Оценка вероятности устойчивости ракеты-носителя путем аппроксимации хвостов распределения КФ по статистическому материалу малого объема

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

Постановка проблемы, анализ проведенных исследований, цель работы

В работе [1] показано, что распределение хвостов распределений функций случайных аргументов при наличии ограниченного объема статистического материала достаточно хорошо можно аппроксимировать тремя законами распределения:

- нормальным;
- логарифмически нормальным;
- законом экстремальных значений.

Полученные в работе [1] результаты основаны на исследовании функции случайного аргумента, имеющей заранее известное распределение – распределение Коши. Это позволило значения функций распределения, полученные с помощью аппроксимирующих законов распределения сравнить с точными теоретическими значениями и на основании такого сравнения сделать достаточно аргументированные выводы и рекомендации. Однако эффективность полученных таким образом рекомендаций требует подтверждения своей эффективности при использовании для целей получения оценки вероятности устойчивости РН при наличии статистического материала ограниченного объема.

Возможность распространения рекомендаций работы [1] необходимо проверить на реальном примере исследования устойчивости РН. Этот пример может быть в значительной мере упрощенным, но физически он должен правильно отображать основное влияние случайных разбросов параметров РН и АС на устойчивость движения РН. Такой пример позволит провести статистическое моделирование большого объема и получить достаточно точную «эталонную» оценку вероятности устойчивости.

С целью подтверждения приемлемости рекомендаций работы [1] для оценки вероятности устойчивости РН проведены исследования, результаты которых излагаются в настоящей статье. В качестве исследуемой критериальной функции (КФ) принята левая часть условия устойчивости РН.

Объект исследования

Движение статически неустойчивой ракеты-носителя (РН) в канале рыскания, устойчивость которой обеспечивается с помощью автомата стабилизации (АС), упрощенно можно описать следующей системой дифференциальных уравнений [2]:

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= a_{\phi\phi}\phi + a_{\phi\delta}\delta, \\ \ddot{z} &= a_{z\phi}\phi + a_{z\delta}\delta, \\ T_1\dot{\delta} + \delta &= K_\phi\phi_g + K_\dot{\phi}\dot{\phi}_g - K_z\dot{z},\end{aligned}\tag{1}$$

где ϕ - отклонение угла рыскания ракеты как твердого тела от программного значения; z - отклонение центра масс от программного значения; δ - угол отклонения управляющих органов; a_{ij} - коэффициенты, отражающие изменения параметров ракеты; T_1 - постоянная времени АС; K_ϕ - коэффициент усиления по каналу рыскания, $K_\dot{\phi} = T_d K_\phi$; T_d - постоянная времени дифференцирования; K_z - коэффициент усиления по скорости отклонения центра масс. Параметры a_{ij} , $T_1, T_2, K_\phi, K_\dot{\phi}, T_d$ имеют существенные случайные разбросы.

Исследуем условие устойчивости системы (1) по «нижней границе» [5]:

$$\frac{(K_\phi|a_{z\delta}| + |a_{z\phi}|)K_z + a_{\phi\phi}K_\phi(T_d - T_1)}{|a_{\phi\delta}|K_\phi^2(T_d - T_1)} < 1.\tag{2}$$

Значения параметров и их разбросов для условия (2) указаны в табл.1.

Таблица 1

№ п/п	Обозначение параметра	Обозначение разброса	Величина	Размерность	Разброс
1	K_ϕ	η_1	14	-	30
2	K_z	η_2	0,009	рад.м ⁻¹	50
3	T_d	η_3	0,5	с	20
4	T_1	η_4	0,1108	с	40
5	$a_{z\delta}^0$	η_5	-1,441	мс ⁻²	20
6	$a_{z\psi}^0$	η_6	-36,09	мс ⁻²	10
7	$a_{\psi\psi}^0$	η_7	1,8113	с ⁻²	50
8	$a_{\psi\delta}^0$	η_8	-0,295	с ⁻²	20

Основные результаты

В работе [3] для этого примера проведено статистическое моделирование в объеме $N = 50\,000\,000$ и получено значение оценки вероятности устойчивости $P_y = 0,9^{577}$. Данное значение можно принять в качестве эталонного, т.к. погрешность его пренебрежимо мала (для доверительной вероятности $P_d = 0,95$, доверительный интервал равен $\pm 2,3 \cdot 10^{-13}$), оно практически совпадает с теоретическим.

КФ (левая часть условия устойчивости (2)) рассматриваемого примера подвергнута статистическому моделированию в объемах $N = 100; 200; 500$. Упорядоченные по возрастанию хвосты полученного статистического материала приведены в табл. 2.

Таблица 2

N = 500			N = 200			N = 100		
i	λ_i	$F^*(\lambda_i)$	i	λ_i	$F^*(\lambda_i)$	i	λ_i	$F^*(\lambda_i)$
483	0.5989	0.966						
484	0.6017	0.968						
485	0.6035	0.970						
486	0.6047	0.972						
487	0.6068	0.974						
488	0.6126	0.976						
489	0.6128	0.978	189	0.6000	0.945			
490	0.6180	0.980	190	0.6003	0.95			
491	0.6213	0.982	191	0.6046	0.955			
492	0.6219	0.984	192	0.6106	0.96			
493	0.6219	0.986	193	0.6156	0.965			
494	0.6368	0.988	194	0.6208	0.97	94	0.6003	0.94
495	0.6491	0.990	195	0.6211	0.975	95	0.6106	0.95
496	0.6562	0.992	196	0.6239	0.98	96	0.6156	0.96
497	0.6626	0.994	197	0.6379	0.985	97	0.6208	0.97
498	0.6633	0.996	198	0.6618	0.99	98	0.6211	0.98
499	0.6825	0.998	199	0.6879	0.995	99	0.6879	0.99
500	0.7348	1.000	200	0.6898	1.00	100	0.6898	1.00

В табл. 2 i – номер реализации КФ в упорядоченной статистической совокупности; λ_i - i -я реализация КФ в упорядоченной статистической совокупности; $F^*(\lambda_i)$ – значение статистической функции распределения, соответствующее i -й реализации КФ в упорядоченной статистической совокупности.

С целью определения зависимости результата аппроксимации от объема статистического материала проведена аппроксимация хвостов распределений нормальным законом распределения для всех объемов и различных, достаточно произвольно выбранных, комбинаций пар квантилей. Сравнение результатов проведено путем сравнения безразмерных аргументов функции Гаусса U_{yi} , соответствующих определенной с помощью аппроксимирующих законов распределения вероятности устойчивости. При этом следует иметь в виду, что для эталонного значения вероятности устойчивости при нормальном законе распределения безразмерный аргумент функции Гаусса $U_y = 4,59$. Результаты аппроксимации приведены в табл. 3.

Таблица 3

N	Вариант	λ_1	λ_2	$F^*(\lambda_1)$	$F^*(\lambda_2)$	U_1^*	U_2^*	U_{yi}
100	1	0.6106	0.6879	0.95	0.99	1.65	2.33	5.07
	2	0.6003	0.6211	0.94	0.98	1.56	2.06	11.17
	3	0.6208	0.6879	0.97	0.99	1.88	2.33	4.42
	4	0.6003	0.6879	0.94	0.99	1.56	2.33	5.07
200	1	0.6239	0.6879	0.98	0.995	2.06	2.58	5.11
	2	0.6046	0.6618	0.955	0.99	1.71	2.33	6.0
	3	0.6379	0.6879	0.985	0.995	2.17	2.58	5.13
	4	0.6003	0.6618	0.95	0.99	1.65	2.33	6.0
500	1	0.6035	0.6825	0.97	0.998	1.89	2.88	6.8
	2	0.6368	0.6825	0.988	0.998	2.26	2.88	7.15
	3	0.6626	0.6825	0.994	0.998	2.52	2.88	8.5
	4	0.6180	0.6491	0.98	0.99	2.06	2.33	5.38

Анализ данных табл. 3 показывает, что закономерность зависимости результатов аппроксимации от объема статистического материала выявить не удастся. Однако из материалов этой таблицы следует, что для объема статистического материала $N = 100$ результаты в большей степени зависят от выбора пары точек, по которым проводится аппроксимация. Для более полного анализа в табл. 4 для каждого из объемов статистического материала приведены:

- максимальные значения безразмерных аргументов ($\max U_{yi}$);
- минимальные значения безразмерных аргументов ($\min U_{yi}$);
- средние значения безразмерных аргументов (среднее U_{yi});
- значения безразмерных аргументов, полученные путем обработки статистического материала методами классической теории вероятностей (статистическое U_{yi}).

Таблица 4

N	100	200	500
Min U_{yi}	4.42	5.11	5.38
Max U_{yi}	11.17	6.0	8.5
Среднее U_{yi}	6.43	5.56	6.96
Статистическое U_{yi}	6.44	6.76	7.34

Эти данные свидетельствуют о следующем:

- для объемов статистического материала $N \geq 200$ результаты аппроксимации имеют достаточную стабильность и меньше зависят от выбора точек аппроксимации;
- с целью получения стабильного результата аппроксимации ее следует проводить по нескольким наборам точек, используя среднее значение (в нашем примере - «среднее U_{yi} »).

Поскольку зависимости результатов аппроксимации от объема статистического материала выявить не удастся, для определения наиболее приемлемого аппроксимирующего закона распределения хвостов КФ условия устойчивости примем объем $N = 200$. Для этого статистического материала выбрано три комплекта точек аппроксимации (табл. 5).

Таблица 5

Номер варианта	λ_1	λ_2	$F^*(\lambda_1)$	$F^*(\lambda_2)$	U_1^*	U_2^*
1	0.6239	0.6879	0.98	0.995	2.06	2.58
2	0.6046	0.6618	0.955	0.99	1.71	2.33
3	0.6379	0.6879	0.985	0.995	2.17	2.58

Для данных табл. 5 проведена аппроксимация хвостов четырьмя законами распределения:

- нормальным;
- Ln – нормальным;
- законом экстремальных значений;
- экспоненциальным.

Результаты аппроксимации и последующего определения приведенного безразмерного аргумента функции Гаусса и его среднего значения для выбранных комплектов точек аппроксимации приведены в табл. 6.

Таблица 6

Аппроксимирующий закон распределения	Нормальный			Ln-нормальный			Экстремальный			Экспоненциальный		
	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3
Номер варианта	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3
U_{yi}	5.11	6.0	5.13	4.56	5.17	4.62	4.72	4.4	4.4	3.12	2.8	3.18
U_{ys}	5.41			4.78			4.51			3.03		

В табл. 6 U_{ys} - среднее значение безразмерных аргументов U_{yi} по вариантам.

Материалы оценки вероятности устойчивости с помощью аппроксимирующих логарифмически нормального закона и закона распределения экстремальных значений приведены в табл. 7.

Таблица 7

Аппроксимирующий закон распределения	Ln - нормальный			Экстремальный		
	1	2	3	1	2	3
P_{yi}	0.9 ⁵⁷⁴	0.9 ⁷⁰⁴	0.9 ⁵⁸¹	0.9 ⁵⁸⁸	0.9 ⁵⁴⁶	0.9 ⁵⁴⁶
P_{ys}	0.9 ⁵⁸⁵			0.9 ⁵⁶⁰		

В табл. 7 P_{yi} - оценка вероятности устойчивости для i -го варианта; P_{ys} - среднее значение оценки вероятности устойчивости по вариантам.

Данные табл. 6 и 7 подтверждают результаты, полученные выше на абстрактном примере КФ, подчиненной закону распределения Коши, о том, что при аппроксимации хвостов распределений КФ по малому объему статистического материала предпочтение следует отдать логарифмически нормальному закону и закону распределения экстремальных значений.

Кроме того, анализ данных табл. 7 показывает следующее:

- для закона распределения экстремальных значений оценка вероятности устойчивости в меньшей мере зависит от выбранного комплекта точек аппроксимации;
- для закона распределения экстремальных значений оценка вероятности устойчивости наилучшим образом согласуется с эталонным значением.

Таким образом, из двух названных законов наиболее рационально использовать закон распределения экстремальных значений. Такой вывод представляется вполне естественным, т.к. проводит параллель между хвостами функций случайных аргументов и экстремальными значениями случайных функций [4].

На основании полученных результатов целесообразно исследовать качество аппроксимации хвостов распределений КФ законом распределения экстремальных значений для всех вариантов, приведенных в табл. 3. Результаты этого исследования приведены в табл. 8.

Таблица 8

N	Вариант	$1/F^*(\lambda_1)$	$1/F^*(\lambda_2)$	σ	m	P_{yi}	P_{ys}
100	1	1.053	1.010	0.0471	0.147	0.9 ⁴⁸⁷	0.9 ⁴⁸⁹
	2	1.064	1.020	0.0183	0.549	0.9 ¹⁰⁸¹	
	3	1.031	1.010	0.0600	0.411	0.9 ⁴⁸¹	
	4	1.064	1.010	0.0479	0.467	0.9 ⁴⁸⁷	
200	1	1.047	1.010	0.0373	0.490	0.9 ⁵⁸⁸	0.9 ⁵⁶⁷
	2	1.020	1.005	0.0464	0.442	0.9 ⁵⁴⁶	
	3	1.015	1.005	0.0457	0.446	0.9 ⁵⁴⁶	
	4	1.053	1.010	0.0375	0.489	0.9 ⁵⁸⁸	
500	1	1.031	1.002	0.0290	0.502	0.9 ⁷⁶⁵	0.9 ⁵⁸⁹
	2	1.012	1.002	0.0263	0.521	0.9 ⁷⁸⁸	
	3	1.006	1.002	0.0182	0.570	0.9 ¹⁰⁴⁹	
	4	1.020	1.010	0.0452	0.441	0.9 ⁵⁵⁷	

Помимо ранее введенных обозначений в табл. 4.8 символами σ и m обозначены параметры закона распределения экстремальных значений для соответствующих вариантов точек аппроксимации.

Анализ данных табл. 8 подтверждают сделанные ранее следующие выводы:

- для объемов статистического материала $N \geq 200$ результаты аппроксимации имеют достаточную стабильность и меньше зависят от выбора точек аппроксимации;
- с целью получения стабильного результата аппроксимации ее следует проводить по нескольким наборам точек, используя среднее значение оценки вероятности устойчивости;
- для закона распределения экстремальных значений оценка вероятности устойчивости в меньшей мере зависит от выбранного комплекта точек аппроксимации;
- для закона распределения экстремальных значений оценка вероятности устойчивости наилучшим образом согласуется с эталонным значением.

Кроме того, анализ этих данных свидетельствует о том, что на ранних стадиях проектирования РН закон распределения экстремальных значений может использоваться в качестве аппроксимирующего для оценки вероятности устойчивости по статистическому материалу малого объема ($N < 200$).

Автор приносит благодарность М.И. Никифоровой, предоставившей статистический материал, на основании которого получены приведенные выше результаты.

Список литературы

1. Сухоребрый В.Г. Аппроксимация хвостов распределений статистического материала для оценки вероятности работоспособности объектов аэрокосмической техники // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2003. – Вып. 18. - С. 35 - 40.
2. Игдалов И.М., Кучма Л.Д., Поляков Н.В., Шептун Ю.Д. Ракета как объект управления: Учебник /Под ред. акад. С.Н. Конюхова. – Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.
3. Сухоребрый В.Г., Никифорова М.И. Оценка эффективности ускоренного статистического моделирования для определения проектной вероятности устойчивости ракеты-носителя // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2006. – Вып. 30. - С. 42-49.
4. Гумбель Э. Статистика экстремальных значений. – М.: Мир, 1965. – 451 с.

Сравнение эффективности моделей системы Ansys и граничных моделей для ускоренного статистического моделирования НДС конструкций

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

Постановка проблемы, анализ проведенных исследований, цель работы

Коммерческая система конечно-элементного анализа Ansys предоставляет широкий спектр возможностей для статистических исследований конструкции с помощью модуля вероятностного проектирования Ansys Probabilistic Design System (Ansys PDS). В частности, Ansys PDS предоставляет возможность построения линейных и квадратичных моделей компонент НДС конструкций и проведения статистического моделирования (СМ) по этим моделям. Но при этом в Ansys PDS отсутствует возможность проведения ускоренного статистического моделирования (УСМ) [8,10].

Однако метод ускоренного статистического моделирования позволяет многократно сократить требуемый объем статистического моделирования. Так, к примеру, чтобы получить значение вероятности разрушения с точностью до 10^{-5} (а именно такая точность является минимально необходимой для допустимой величины вероятности разрушения авиационной конструкции в соответствии с нормами летной годности [2 - 4]), объем статистического моделирования может составлять около 50000000, в то время как ускоренное статистическое моделирование позволяет получить результаты с той же точностью при объеме моделирования равном около 1000 итераций.

Для реализации методов построения граничных моделей функций случайных величин [5 - 7], а также проведения ускоренного статистического моделирования была разработана автоматизированная система (АС) проведения УСМ в среде Ansys [11], состоящая из препроцессорной и постпроцессорной частей.

В работах [11] и [12] проведены исследования по сравнению эффективности различных граничных моделей по качеству аппроксимации и по требуемому объему реального моделирования при проведении УСМ. Было установлено, что использование квадратичных граничных моделей при меньшей погрешности аппроксимации и меньшей переменяемости [11] позволяет при проведении УСМ снизить объем реального моделирования в среднем в 1.5 раза по сравнению с линейными граничными моделями. Это показало необходимость дальнейшего исследования различных аппроксимирующих моделей с целью определения типов моделей, наиболее оптимальных для получения проектной оценки вероятности разрушения при помощи УСМ.

Цель настоящего исследования – сравнительный анализ эффективности аппроксимирующих моделей, предоставляемых системой вероятностного проектирования Ansys PDS, и граничных моделей, реализованных в разработанной АС проведения УСМ в среде Ansys, для получения с помощью УСМ проектной оценки вероятности разрушения конструкций на примере двух пластин с отверстиями.

Объекты исследования

В качестве объектов исследования были выбраны две металлические пластины - пластина 1 и пластина 2. Конечноэлементные модели исследуемых пластин приведены на рис. 1 и 2 соответственно.

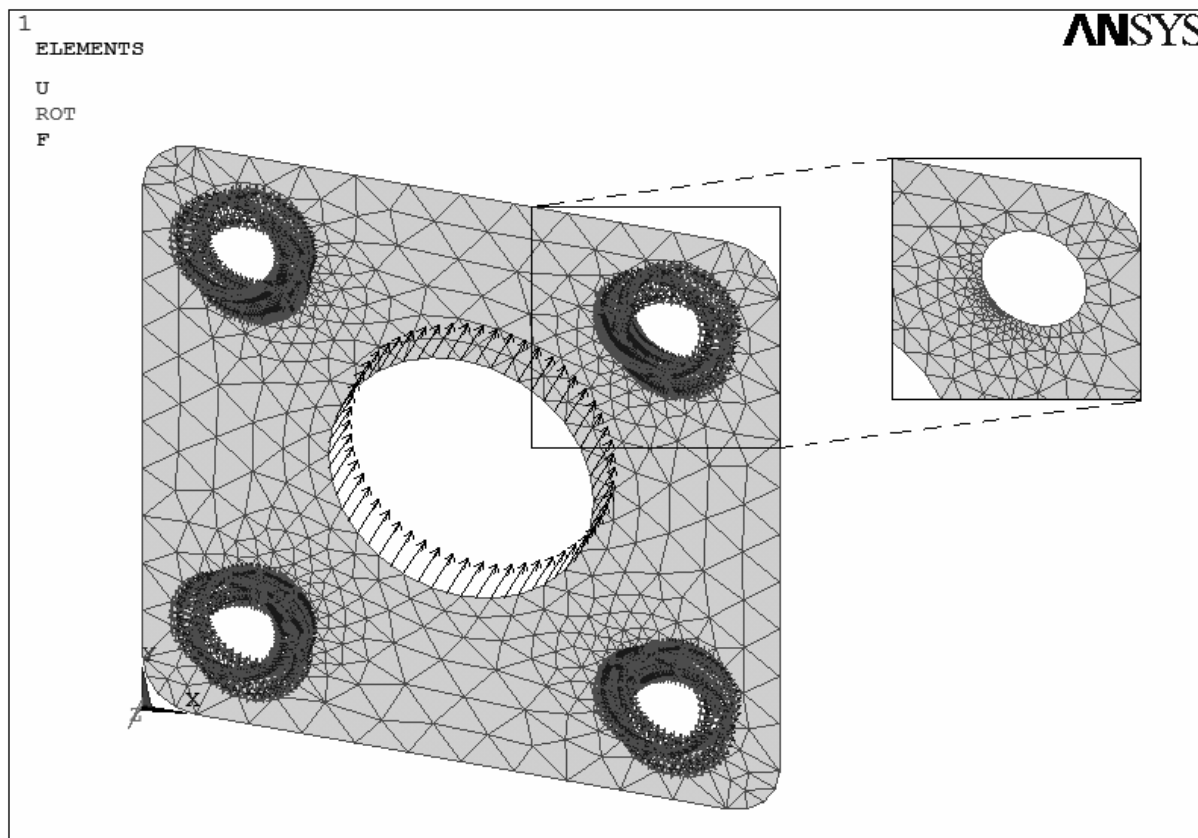


Рис. 1. Конечноэлементная модель закрепленной нагруженной пластины 1

Номинальные размеры пластины 1: высота и ширина $H = 0.12$ м; радиус центрального отверстия $R1 = 0.025$ м; радиус угловых отверстий $R2 = 0.01$ м; радиус скругления углов $r = 0.01$ м; толщина пластины $T = 0.01$ м. Материал пластины – сталь марки 10Г2 с модулем упругости $E = 2.1E+11$ Н/м² и коэффициентом Пуассона $\mu=0.3$.

Пластина 1 закреплена по четырем угловым отверстиям. По контуру центрального отверстия равномерно распределена нагрузка, заданная параметром $F = -25000$ Н.

Номинальные размеры пластины 2: высота $H = 0.06$ м; ширина $B = 0.12$ м; радиус отверстия $R = 0.02$ м; толщина пластины $T = 0.01$ м. Материал пластины тот же, что для пластины 1.

Пластина 2 закреплена по левому краю, нагрузка равномерно распределена по правому краю пластины и задана параметром $F = 25000$ Н.

В табл. 1 и 2 приведены случайные разбросы параметров и нагрузки на уровне 3σ для пластины 1 и пластины 2 соответственно. Разбросы геометрии умышленно утрированы.

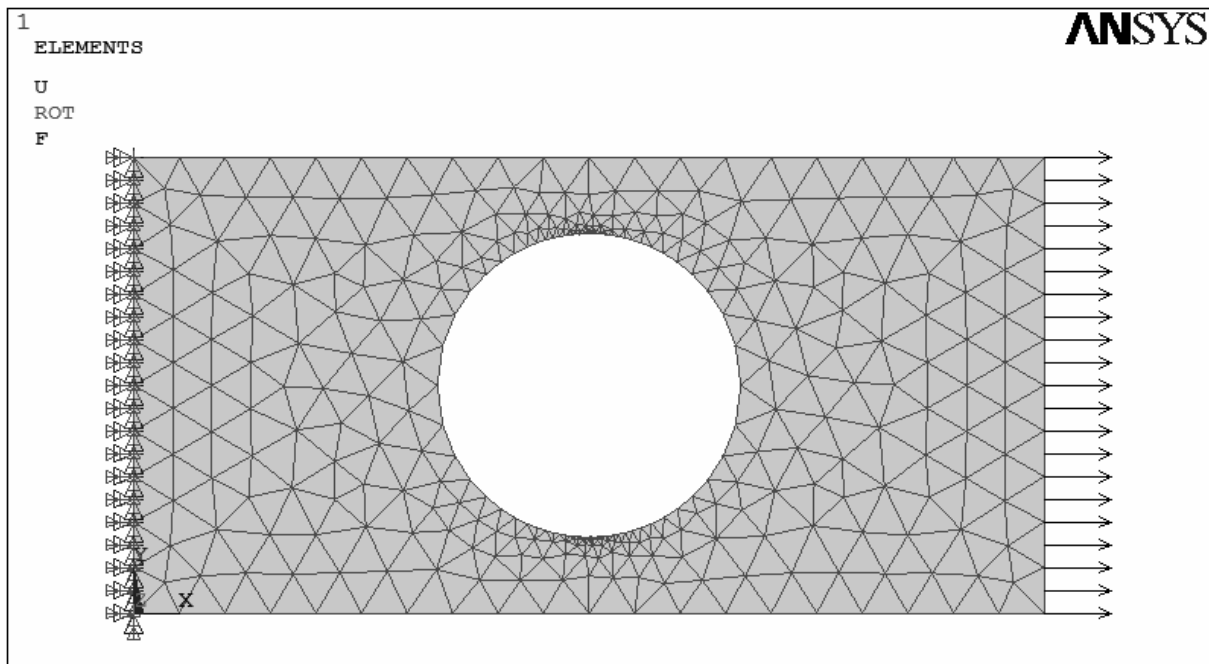


Рис. 2. Конечноэлементная модель закрепленной нагруженной пластины 2

Таблица 1

Параметр	Номинальное значение	Разброс, %
Высота H (м)	0.12	9
Радиус R1 (м)	0.025	9
Радиус R2 (м)	0.01	9
Толщина пластины T (м)	0.01	9
Нагрузка F (Н)	-25000	30

Таблица 2

Параметр	Номинальное значение	Разброс, %
Высота H (м)	0.06	9
Ширина B (м)	0.12	9
Радиус R (м)	0.02	9
Толщина пластины T (м)	0.01	9
Нагрузка F (Н)	25000	30

Предел прочности материала принят таким:

- математическое ожидание σ_B : $\bar{m}_{\sigma_B} = 4.85E+8$ (Н/м²);
- дисперсия σ_B : $\bar{D}_{\sigma_B} = 0.3528E+8$ (Н/м²).

Последовательность и методика исследования

Исследования проводились в два этапа.

Этап 1 - исследования с помощью Ansys PDS: построение аппроксимирующих моделей компонент НДС и проведение СМ по всем моделям для определения проектной оценки вероятности разрушения конструкций.

Этап 2 - исследования с помощью АС проведения УСМ в среде Ansys: построение граничных моделей компонент НДС и проведение УСМ по всем моделям для определения проектной оценки вероятности разрушения конструкций.

В качестве исследуемой компоненты НДС взято эквивалентное напряжение (напряжение по Мизесу) в опасном узле конструкции.

Условие целостности конструкции можно записать в виде

$$\sigma_{\max} - \sigma_B < 0, \quad (1)$$

где σ_{\max} - эквивалентное напряжение в опасном узле конструкции. Первая пластина в силу симметричных геометрии и нагрузок имеет 4 опасных узла, лежащих на ближайших к центру пересечениях диагоналей пластины с малыми окружностями. Вторая пластина имеет два опасных узла, лежащих в самой верхней и в самой нижней частях окружности. Мы рассматриваем любой один из опасных узлов для каждой пластины.

Левая часть условия (1) представляет собой функцию случайных величин, которую назовем критериальной функцией (КФ).

Исследования с помощью Ansys PDS

Исследования в Ansys PDS проводились по следующему алгоритму:

1. Создание файла анализа.

Файл анализа [11] представляет собой командный файл, написанный на языке ADPL (Ansys Parametric Design Language) и содержащий все команды препроцессинга, решения и постпроцессинга объекта. Файл анализа должен содержать следующие секции:

- секция инициализации (задание системы единиц и др.);
- секция описания параметров (описание случайных параметров объекта и параметрических координат исследуемых узлов);
- препроцессорная секция (построение геометрии, задание свойств материалов, задание свойств конечных элементов, мэширование);
- секция решения (приложение нагрузок и закреплений, решение задачи);
- постпроцессорная секция (получение значений максимальных напряжений в опасных узлах объекта).

Файл анализа не обязательно создавать полностью «вручную». Система Ansys предоставляет возможность создания командного журнального файла по интерактивно построенной модели. Можно откорректировать этот log-файл и использовать его в дальнейшем в качестве файла анализа.

Ansys PDS использует файл анализа для формирования файла циклов (loop file), который будет задействован при выполнении итераций вероятностного проектирования.

2. Объявление случайных входных параметров в Ansys PDS.

Случайными входными параметрами в данном исследовании являются параметры из табл. 1 – для первой пластины, или табл. 2 – для второй пластины.

3. Объявление случайных выходных параметров в Ansys PDS.

Случайным выходным параметром в данном исследовании является эквивалентное напряжение в опасном узле конструкции σ_{\max} .

4. Выбор метода вероятностного анализа.

В Ansys PDS доступны несколько различных методов вероятностного анализа:

- метод моделирования Монте-Карло – «Monte Carlo Simulation Method» (с двумя вариантами сэмплирования: «Latin Hypercube Sampling method» и «Direct Monte Carlo Sampling method»);
- метод поверхностей отклика - «Response Surface Method» (с двумя вариантами сэмплирования: «Central Composite Design method» и «Box-Behnken Matrix Design method»).

В данном исследовании использован метод поверхностей отклика (RSM) с алгоритмом сэмплирования «Central Composite Design».

5. Построение аппроксимирующих моделей (для метода вероятностного анализа RSM).

Общий вид аппроксимирующей функции для метода моделирования RSM следующий:

$$\hat{Y} = c_0 + \sum_{i=1}^{NRV} c_i X_i + \sum_{i=1}^{NRV} \sum_{j=i}^{NRV} c_{ij} X_i \cdot X_j \quad (1)$$

где c_0 – коэффициент постоянной составляющей; c_i , $i=1\dots NRV$ – коэффициенты линейной составляющей; c_{ij} , $i=1\dots NRV$, $j=1\dots NRV$ – коэффициенты квадратичной составляющей, NRV – число случайных параметров. Для вычисления этих коэффициентов используется регрессивный анализ (regression analysis), и коэффициенты определяются из условия, чтобы сумма квадратов разностей между истинными результатами моделирования и значениями аппроксимирующей функции была сведена к минимуму.

В данном исследовании проведено построение трех видов аппроксимирующих моделей:

- линейная аппроксимирующая модель (LIN);
- квадратичная аппроксимирующая модель без перекрестных членов (QUAD);
- квадратичная аппроксимирующая модель с перекрестными членами (QUAX).

6. Проведение CM по построенным моделям (для метода вероятностного анализа RSM).

В данном исследовании проведено CM по трем моделям (LIN, QUAD и QUAX) с объемом моделирования, равным 5.000.000 итераций.

7. Получение результатов вероятностного анализа.

Ansys PDS предоставляет широкие возможности постпроцессорной обработки результатов вероятностного проектирования. При этом все постпроцессорные функции можно разделить на три группы:

- статистический постпроцессинг (Statistical Post-Processing – включает следующие функции: Sample History, Histogram, Cumulative Distribution Function, Probabilities, Inverse Probabilities);
- тенденционный постпроцессинг (Trend Post-Processing – включает следующие функции: Sensitivities, Scatter Plot, Correlation Matrix);

- генерация отчетов (в виде html- файлов).

В данном исследовании использована функция Probabilities, позволяющая определить значение интегральной функции распределения в любой точке вдоль оси значений параметра вероятностного проектирования. С помощью этой функции была определена вероятность разрушения объекта, а именно вероятность превышения эквивалентным напряжением в опасной точке σ_{\max} предельного значения σ_B для двух исследуемых пластин.

Все описанные выше исследования в Ansys PDS проведены в трех версиях системы Ansys: 5.7, 7.0 и 10.0.

Исследования с помощью AC проведения UCM в среде Ansys

Исследования в AC проведения UCM в среде Ansys осуществлялись по следующему алгоритму:

1. Создание файла инициализации данных [11].

Файл инициализации данных представляет собой INI-файл, содержащий конфигурационные параметры системы и инициализирующие значения исходных данных объекта (параметров, исследуемых узлов, критериальных функций, материалов).

Файл инициализации данных должен содержать:

- секцию настроек системы (содержит конфигурационные параметры системы: имена файлов анализа и путь к исполняемому файлу Ansys);
- секцию параметров (содержит инициализирующие значения данных о случайных параметрах объекта);
- секцию критериальных функций (содержит инициализирующие значения данных о критериальных функциях);
- секцию исследуемых узлов (содержит инициализирующие значения данных об исследуемых узлах);
- секцию материалов (содержит инициализирующие значения данных о материалах и граничных значениях КФ).

Файл инициализации также может содержать дополнительные секции:

- секцию опций граничных моделей (содержит инициализирующие значения допустимой погрешности и других конфигурационных параметров граничных моделей);
- секцию опций UCM (содержит инициализирующие значения объема моделирования, коэффициента перекрытия [12] и других конфигурационных параметров UCM).

Значения всех перечисленных выше исходных данных могут быть отредактированы в AC.

2. Создание файла анализа.

Структура файла анализа, необходимого для работы AC, аналогична той, которая использовалась при исследованиях в Ansys PDS, но есть несколько отличий. Команды описания параметрических координат исследуемых узлов в секции описания параметров и команды получения значений эквивалентных напряжений в постпроцессорной секции генерируются AC автоматически. AC также автоматически добавляет в постпроцессорную секцию группу команд вывода в файл результатов [11].

АС на каждом шаге моделирования производит вычисление значения КФ следующим образом:

- подстановка значений случайных параметров и параметрических координат исследуемого узла в файл анализа;
- расчет полученного файла анализа в ANSYS;
- извлечение из файла результатов значения эквивалентного напряжения в исследуемом опасном узле конструкции.

3. Построение граничных моделей.

В данном исследовании для КФ (1) для двух исследуемых пластин построены следующие граничные модели:

- касательная граничная линейная модель (КГЛМ);
- секущая граничная линейная модель (СГЛМ);
- аппроксимирующая граничная линейная модель (АГЛМ) (на основе СГЛМ и КГЛМ);
- квадратичная граничная модель (КГМ) (на основе СГЛМ и КГЛМ);
- модель метода наименьших квадратов (МНК) (на основе СГЛМ и КГЛМ) со степенью полинома, равной 2.

Все линейные модели определены в виде

$$\lambda_m = \lambda_0 + \sum_{i=1}^n b_i \eta_i, \quad (2)$$

квадратичные -

$$\lambda_m = \lambda_0 + \sum_{i=1}^n b_i \eta_i + \sum_{i=1}^n c_i \eta_i^2, \quad (3)$$

где: λ_m - модели левой части (1); λ_0, b_i, c_i - коэффициенты моделей; η_i - случайные разбросы.

4. Проведение УСМ.

В данном исследовании УСМ проведено для всех построенных моделей параллельно, то есть по одному и тому же вектору случайной реализации разбросов [12].

УСМ проводилось в двух вариантах.

Вариант 1: $N_{CM} = 5\,000\,000$, $N_{\Lambda} = 400$, $K_X = 2$, где N_{CM} - требуемый объем моделирования; N_{Λ} - объем случайных реализаций, входящих в хвост распределения и превышающих граничное значение КФ; K_X - коэффициент перекрытия.

Объем УСМ определяется в виде $N_X = K_X * N_{\Lambda}$.

Вариант 2: $N_{\Lambda} = 400$, $K_X = 2$, а значение N_{CM} определяется самой АС с помощью алгоритма автоматического определения требуемого объема моделирования [12].

5. Получение результатов вероятностного анализа.

Для двух исследуемых пластин были получены следующие результаты:

- аналитические значения вероятности разрушения Q_m - определены аналитически для каждой модели, кроме МНК;
- экспериментальные значения вероятности разрушения объекта Q^* - определены для каждой модели в результате проведения УСМ.

Под вероятностью разрушения понимается вероятность невыполнения условия целостности объекта (1).

Все исследования, как с помощью Ansys PDS, так и разработанной АС, проводились на технической платформе следующей конфигурации:

- компьютер с процессором AMD Athlon с тактовой частотой 2 ГГц;
- объем ОЗУ – 2 ГБ;
- объем виртуальной памяти (размер файла подкачки) - 1 ГБ;
- операционная система Microsoft Windows XP Professional.

Выбор объема СМ, равного 5.000.000, был обусловлен ограничением по ресурсам компьютера, требуемым для вероятностного проектирования в Ansys PDS. Системе Ansys PDS для проведения СМ объемом 5.000.000 для описанных выше объектов (пластин с пятью случайными параметрами) требуется непрерывный блок виртуальной памяти размером около 1 ГБ. Большой объем моделирования приводит к нехватке виртуальной памяти и к невозможности расчета данной задачи на описанной технической платформе. В разработанной АС проведения УСМ возможно проведение СМ объемом, значительно превышающим 5.000.000, так как для каждой итерации моделирования системой хранится небольшое количество данных, необходимое только для проведения УСМ. Ansys PDS сохраняет на каждом шаге намного больше данных, что обусловлено широким спектром постпроцессорных функций, доступных в этой системе вероятностного проектирования.

Результаты исследования

Результаты исследования, проведенного в соответствии с приведенной выше методикой, представлены в таблицах.

Результаты вероятностного проектирования в Ansys PDS, а именно значения вероятности разрушения объекта для трех видов аппроксимирующих моделей, представлены для первой и второй пластин в табл. 1 и 2 соответственно.

Таблица 1

Модель	LIN	QUAD	QUAX
Ansys 5.7	3.02642E-06	3.10960E-06	2.50090E-05
Ansys 7.0	2.81834E-06	4.68498E-06	3.99687E-05
Ansys 10.0	2.81559E-06	4.68295E-06	3.97320E-05

Таблица 2

Модель	LIN	QUAD	QUAX
Ansys 5.7	1.57190E-07	1.00971E-06	2.75227E-06
Ansys 7.0	0.00000E+00	3.02346E-07	2.11708E-05
Ansys 10.0	0.00000E+00	3.31804E-07	2.12321E-05

Результаты вероятностного проектирования в АС проведения УСМ, а именно значения аналитической Q_m и экспериментальной Q^* вероятностей разрушения объекта для всех построенных граничных моделей, представлены для первой и второй пластины в табл. 3 и 4 соответственно. Значения экспериментальной вероятности разрушения объекта Q^* приведены для двух вариантов проведения УСМ – с автоопределяемым и фиксированным объемами моделирования N_{CM} .

Таблица 3

Модель	Q_m	$Q^* (N_{CM} = 8.534.919)$	$Q^* (N_{CM} = 5.000.000)$
СГЛМ	4.27967E-05	4.37028E-05	5.02000E-05
КГЛМ	4.96137E-05	4.56946E-05	5.06000E-05
АГЛМ (по СГЛМ)	5.24965E-05	4.56946E-05	5.06000E-05
АГЛМ (по КГЛМ)	5.17986E-05	4.56946E-05	5.06000E-05
КГМ (по СГЛМ)	5.73740E-05	4.56946E-05	5.06000E-05
КГМ (по КГЛМ)	6.78663E-05	4.56946E-05	5.06000E-05
МНК (по СГЛМ)	-	4.56946E-05	5.06000E-05
МНК (по КГЛМ)	-	4.56946E-05	5.06000E-05

Таблица 4

Модель	Q_m	$Q^* (N_{CM} = 8\ 919\ 846)$	$Q^* (N_{CM} = 5\ 000\ 000)$
СГЛМ	3.03222E-05	3.84536E-05	4.92000E-05
КГЛМ	4.14825E-05	4.57407E-05	5.56000E-05
АГЛМ (по СГЛМ)	5.33536E-05	5.43731E-05	5.90000E-05
АГЛМ (по КГЛМ)	5.34685E-05	5.44853E-05	5.90000E-05
КГМ (по СГЛМ)	5.65023E-05	4.85434E-05	5.64000E-05
КГМ (по КГЛМ)	3.33487E-05	5.39247E-05	5.90000E-05
МНК (по СГЛМ)	-	5.44853E-05	5.90000E-05
МНК (по КГЛМ)	-	5.43731E-05	5.90000E-05

Время расчетов

В данном исследовании было определено время расчетов на всех этапах вероятностного проектирования в двух системах. Время расчетов определялось на следующих этапах:

- построение моделей;
- проведение СМ;
- проведение УСМ (только для разработанной АС проведения УСМ).

На этапе проведения СМ в АС проведения УСМ выполнена генерация хвостов распределения, необходимых для проведения реального моделирования по объекту в ходе УСМ.

Время расчетов в PDS для Ansys версии 10.0 приведено в табл. 5 для первой пластины и в табл. 6 – для второй пластины.

Таблица 5

Модель	LIN	QUAD	QUAX
Время построения моделей, с	101.45	103.69	104.03
Время проведения СМ, с	112.36	112.34	113.52

Таблица 6

Модель	LIN	QUAD	QUAX
Время построения моделей, с	48.73	49.03	49.78
Время проведения СМ, с	112.11	112.53	112.92

Время построения граничных линейных моделей в АС проведения УСМ приведено в табл. 7 для первой пластины, и в табл. 8 - для второй пластины.

Таблица 7

Модель	Время построения, с
Классическая ГЛМ	50
Компланарная ГЛМ	20
Секущая ГЛМ	5
Касательная ГЛМ	200

Таблица 8

Модель	Время построения, с
Классическая ГЛМ	25
Компланарная ГЛМ	60
Секущая ГЛМ	3
Касательная ГЛМ	300

Время построения моделей АГЛМ, КГМ и МНК составляет около 30 секунд для первой пластины и около 20 секунд для второй пластины. Однако к этому времени также следует прибавить время проведения УСМ по линейным моделям (СГЛМ и КГЛМ), в результате которого получаем граничные точки, необходимые для построения аппроксимирующих моделей АГЛМ, КГМ и МНК.

Время проведения СМ (генерации хвостов распределения) составляет от 25 секунд для линейных моделей до 30 секунд для квадратичных моделей как для первой, так и для второй пластин.

Время проведения УСМ по одной модели составляет около 58 минут для первой пластины и 30 минут для второй пластины.

Как видно из приведенных данных, расчеты в системе Ansys PDS занимают меньше времени. Однако это обусловлено отсутствием реального моделирования по объекту. Реальное моделирование по объекту (при отсутствии методики УСМ) заняло бы в Ansys PDS время, равное времени расчета файла анализа объекта, умноженному на 5 миллионов итераций. Таким образом, получим время реального моделирования:

- для 1-й пластины - $4 \text{ с} \cdot 5 \text{ млн} = 5.6 \text{ тысяч часов} = \text{около } 230 \text{ дней}$;
- для 2-й пластины - $2 \text{ с} \cdot 5 \text{ млн} = 2.8 \text{ тысяч часов} = \text{около } 116 \text{ дней}$.

Выводы

В результате проведенных исследований по сравнению эффективности получения проектной оценки вероятности разрушения объекта с помощью Ansys PDS и разработанной АС проведения УСМ сделаны следующие выводы.

1. Система вероятностного проектирования Ansys PDS предоставляет широкий спектр возможностей по построению аппроксимирующих моделей различных типов, проведению СМ по этим моделям, а также широкий спектр команд для постпроцессорной обработки результатов вероятностного проектирования. Но при этом в Ansys PDS отсутствует возможность проведения ускоренного статистического моделирования.

2. При проведении СМ в Ansys PDS для достижения высокой точности необходим большой объем моделирования. Но возможность проведения моделирования большого объема зависит от доступного количества виртуальной памяти компьютера, а требуемый объем виртуальной памяти также увеличивается при увеличении числа случайных параметров объекта. Таким образом, предоставляемые методы не позволяют вычислять очень низкий уровень вероятности разрушения (для авиационного объекта вероятность невыполнения условий работоспособности регламентируется нормами летной годности в диапазоне $10^{-5} \dots 10^{-9}$).

3. Разработанная АС проведения УСМ в среде Ansys позволяет строить линейные и квадратичные граничные модели компонент НДС и проводить УСМ по любой из построенных моделей. Реализованная методика УСМ дает возможность получить проектную оценку вероятности разрушения конструкции с высокой точностью (с точностью не менее 10^{-5} , как регламентируется нормами летной годности).

Список литературы

1. Болотин В.В. Статистические методы в строительной механике. - М.: Стройиздат, 1965. – 279 с.
2. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР. Изд. 3-е // Междугосударственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР, 1984. - С. 22 – 24.
3. Нормы летной годности гражданских самолетов. Ч. 23 (АП-23) // Межгосударственный авиационный комитет. - М.: ООО «Авиаиздат», 1993. – С.14.
4. Нормы летной годности гражданских самолетов. Ч. 25 (АП-25) // Межгосударственный авиационный комитет. - М.: ЛИИ им. М.М. Громова, 1994. – С. 19 – 20.
5. Сухоребрый В.Г., Шевцова М.А. Эффективные методы оценки вероятности разрушения самолетных конструкций // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. - Х.: ХАИ. – 1998. – Вып. 12. - С. 53 - 60.
6. Лежнина М.В., Сухоребрый В.Г. Алгоритмы построения граничных линейных моделей критериальных функций для оценки вероятности работоспособности объектов аэрокосмической техники // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2002. – Вып. 12. - С. 63 - 74.
7. Сухоребрый В.Г. Статистические модели разрушения конструкций // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2001. – Вып. 10. - С. 89 - 95.
8. Сухоребрый В.Г., Айзенберг Е.Я. Ускоренное статистическое моделирование для оценки вероятности устойчивости динамических систем со случайными параметрами // Математическое моделирование динамических процессов в системах с жидкостью. – К.: ИМ АН УССР. – 1988. – С. 128 - 136.
9. Сухоребрый В.Г. Оценка вероятности работоспособности технических объектов с помощью ускоренного статистического моделирования// Авиационно-космическая техника и технология. - Х.: ГАКУ «ХАИ». – 2000. – Вып. 19. - С. 215 - 218.
10. Сухоребрый В.Г., Стерлева А.С. Оценка качества граничных моделей для определения вероятности разрушения конструкции // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2004. – Вып. 24. - С. 242 - 249.
11. Стерлева А.С. Автоматизированная система определения вероятности разрушения конструкции с помощью проведения ускоренного статистического моделирования в среде Ansys // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2004. – Вып. 24. - С. 263 - 277.
12. Сухоребрый В.Г., Стерлева А.С. Выбор коэффициента перекрытия для ускоренного статистического моделирования НДС конструкций // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2005. – Вып. 29. - С. 46 - 56.
13. В.Г. Сухоребрый, А.С. Стерлева. Оценка вероятности разрушения пластины с отверстиями // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Х.: НАКУ «ХАИ». – 2004. – Вып. 23. - С. 596 - 62.

Формирование нечеткого исходного множества технологических альтернатив для выбора методов обработки поверхностей

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

На современном этапе развития технологии приборо- и машиностроения формализации, а следовательно, алгоритмизации и автоматизации поддаются не все этапы проектирования технологических процессов в связи с отсутствием четкой и структурированной информации о них. Существующие САПР не учитывают специфики реального предприятия, не обладают технологической гибкостью, которая необходима в условиях мелкосерийного приборостроительного производства, нет возможности оперативно реагировать на смену условий производства и требований заказчика. Создание и использование систем гибкого автоматизированного проектирования технологических процессов с элементами искусственного интеллекта предполагает создание конструкторско-технологической базы знаний предприятия с использованием нечетких экспертных правил. Как правило, на предприятиях имеются справочные базы данных, используемые технологами при диалоговом проектировании технологических процессов, однако имеющиеся формализованные материалы недостаточны для решения всего многообразия задач автоматизированного технологического проектирования. В связи с отсутствием специалистов по знаниям создание базы знаний и ее заполнение представляют трудности для предприятия.

Исходя из вышеизложенного, целью статьи является разработка алгоритма формирования нечетких экспертных правил выбора методов обработки поверхностей конструкторско-технологической базы знаний с использованием имеющейся на предприятии справочной базы данных.

Постановка задачи

Задачей принятия технологических решений при выборе метода обработки поверхности является пара $\langle \Omega, \text{ОП} \rangle$, где Ω – нечеткое множество вариантов, ОП – принцип оптимальности; решением задачи $\langle \Omega, \text{ОП} \rangle$ – множество $Q_{\text{оп}} \subseteq \Omega$, полученное с помощью принципа оптимальности ОП. Математическим выражением принципа оптимальности ОП служит функция выбора $C_{\text{оп}}$. Она сопоставляет любому подмножеству $X \subseteq \Omega$ его часть $C_{\text{оп}}(X)$. Решением $Q_{\text{оп}}$ исходной задачи является множество $C_{\text{оп}}(\Omega)$. Элементы множества Ω служат технологическими альтернативами или вариантами [1]. Принцип оптимальности задает понятие лучших альтернатив: лучшими считают альтернативы, принадлежащие $C_{\text{оп}}(\Omega)$.

Процесс решения задачи $\langle \Omega, \text{ОП} \rangle$ организуют по следующей схеме: формируют множество Ω , т. е. подготавливают технологические альтернативы, а затем решают задачу выбора. В процессе формирования нечеткого множества Ω используют условия возможности и допустимости технологических альтернатив, которые определяются конкретными ограничениями задачи. При этом считают




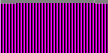





известным универсальное множество Q_v всех мыслимых альтернатив. Задача формирования Ω является задачей выбора $\langle Q_v, ОП_1 \rangle$, где $ОП_1$ - принцип оптимальности, выражающий условия допустимости технологических альтернатив. Множество $\Omega = C_{оп}(Q_v)$, полученное в результате решения указанной задачи выбора, называют исходным множеством технологических альтернатив (ИМТА).

Формирования нечеткого ИМТА на основе имеющейся справочной информации

Итак, общая задача принятия технологических решений сводится к решению двух последовательных задач выбора. Рассмотрим решение первой задачи – формирования нечеткого ИМТА на основе имеющейся справочной информации для выбора методов обработки поверхностей при гибком проектировании ТП [2]. Как правило, на предприятиях имеются базы данных справочной информации, используемые технологами при разработке технологических процессов в диалоговом режиме. В табл. 1 представлена справочная информация о методах обработки наружных цилиндрических поверхностей и значениях качества и шероховатости, получаемых при обработке.

Таблица 1

Точность и качество поверхности при обработке наружных цилиндрических поверхностей

	Цвет	Граница	Обработка	IT	IT	Ra	Ra
1		==	обтачивание черновое	14	12	50	6,3
2		==	обтачивание полуст., однократ.	13	11	25	1,6
3		—	обтачивание чистовое	10	8	6,3	0,4
4		—	обтачивание тонкое	9	6	1,6	0,2
5		---	шлифование предварительное	9	8	6,3	0,4
6		==	шлифование чистовое	7	6	3,2	0,2
7		---	шлифование тонкое	6	5	1,6	0,1
8		—	притирка, суперфиниширование	5	4	0,8	0,1
9		==	алмазное выглаживание	10	5	0,8	0,05

Рассмотрим формирование исходного множества технологических альтернатив для заполнения экспертных правил базы конструкторско-технологических знаний предприятия. Представим эту же информацию в графическом виде (рис. 1).

Используя данные табл. 1, каждому методу обработки на рис. 1 поставлена в соответствие область определенного цвета и очерченная границей. Цвет заливки и тип линии, ограничивающей область, указан в табл. 1. Значения шероховатости и качества конкретной детали определены положением знака ●; Значения шероховатости и точности для заготовки – положением знака «з» ○.

Все возможные альтернативные методы обработки, позволяющие достичь заданную точность и качество поверхности, находятся в области левее и выше точки «д», правее и ниже точки «з».

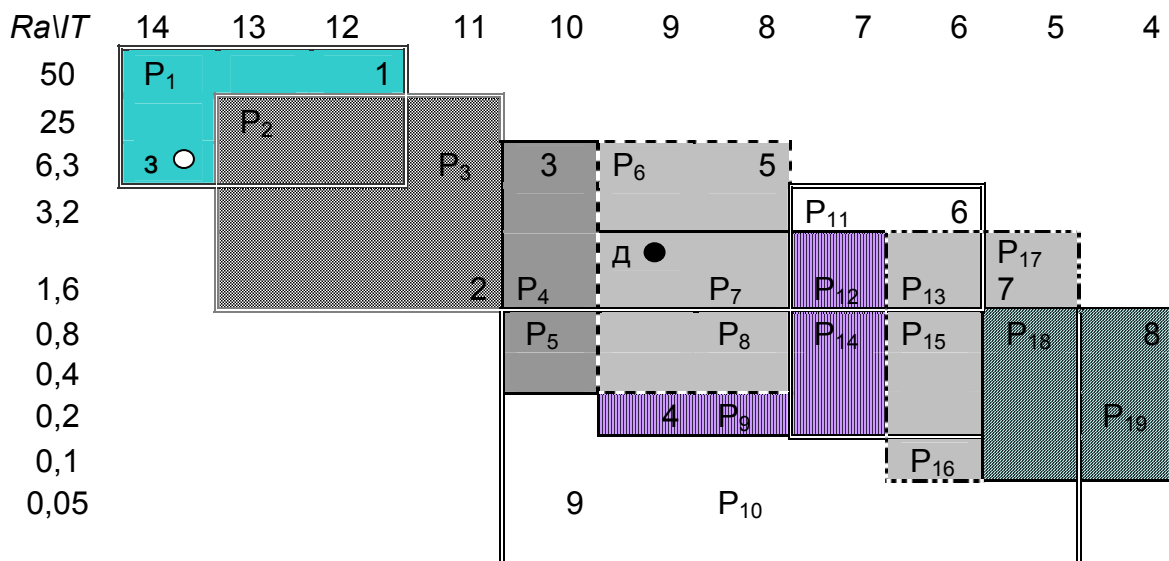


Рис. 1. Графическое представление данных о методах обработки для наружных цилиндрических поверхностей с учетом точности и качества поверхности.

Каждую область 1-9 можно описать с помощью двухместного предиката QR, который принимает значение «истина» (1), если точка принадлежит области и значение «ложь» (0), если точка не принадлежит области. Предикаты, описывающие области 1-9 приведены ниже:

$$QR_1 = (6,3 \leq Ra \leq 50) \wedge (12 \leq IT \leq 14)$$

$$QR_2 = (1,6 \leq Ra \leq 25) \wedge (11 \leq IT \leq 13)$$

$$QR_3 = (0,4 \leq Ra \leq 6,3) \wedge (8 \leq IT \leq 10)$$

$$QR_4 = (0,2 \leq Ra \leq 1,6) \wedge (6 \leq IT \leq 9)$$

$$QR_5 = (0,4 \leq Ra \leq 6,3) \wedge (8 \leq IT \leq 9)$$

$$QR_6 = (0,2 \leq Ra \leq 3,2) \wedge (6 \leq IT \leq 7)$$

$$QR_7 = (0,1 \leq Ra \leq 1,6) \wedge (5 \leq IT \leq 6)$$

$$QR_8 = (0,8 \leq Ra \leq 0,1) \wedge (4 \leq IT \leq 5)$$

$$QR_9 = (0,05 \leq Ra \leq 0,8) \wedge (5 \leq IT \leq 10)$$

Для каждого из участков, получившихся при пересечении областей 1-9, имеется несколько альтернативных методов обработки, позволяющих получить одну и ту же точность и шероховатость поверхности. Опишем каждый из участков, получившихся на пересечении областей 1-9 элементарной конъюнкцией вида

$$R_1 \wedge R_2 \wedge R_3 \wedge R_4 \wedge R_5 \wedge R_6 \wedge R_7 \wedge R_8 \wedge R_9 \text{ и т.д.}$$

Получим 19 элементарных конъюнкций. Каждой конъюнкции поставим в соответствие двоичный номер, где R_n соответствует значению 1, $\neg R_n$ соответствует значению 0. Полученные результаты представлены в таблице 2.

Таблица 2

Определение количества альтернативных методов обработки для участков 1-19

Конъюнкции	Двоичн. пр.	Ранг	Область
$R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} \neg R_9$	100000000	1	$P_1 \circ 3$
$R_1^{\wedge} R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} \neg R_9$	110000000	2	P_2
$\neg R_1^{\wedge} R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} \neg R_9$	010000000	1	P_3
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} \neg R_9$	001000000	1	P_4
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	001000001	2	P_5
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} R_3^{\wedge} R_4^{\wedge} R_5^{\wedge} \neg R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} \neg R_9$	001010000	2	P_6
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} R_3^{\wedge} R_4^{\wedge} R_5^{\wedge} \neg R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	001110000	3	$P_7 \bullet д$
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} R_3^{\wedge} R_4^{\wedge} R_5^{\wedge} \neg R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	001110001	4	P_8
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} \neg R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	000100001	2	P_9
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} \neg R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	000000001	1	P_{10}
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	000001000	1	P_{11}
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	000101000	2	P_{12}
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	000101100	3	P_{13}
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	000101001	3	P_{14}
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	000101101	4	P_{15}
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	000001001	2	P_{16}
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} \neg R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	000000100	1	P_{17}
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} \neg R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} R_9$	000000111	3	P_{18}
$\neg R_1^{\wedge} \neg R_2^{\wedge} \neg R_3^{\wedge} \neg R_4^{\wedge} \neg R_5^{\wedge} \neg R_6^{\wedge} \neg R_7^{\wedge} \neg R_8^{\wedge} \neg R_9$	000000010	1	P_{19}

Количество единиц в двоичном номере («ранг») соответствует количеству методов обработки, которыми можно получить точность и шероховатость поверхности, соответствующую данной области $P_1 - P_{19}$ (см. рис. 1). Для выделения технологических альтернатив запишем предикаты, описывающие участки попарного пересечения областей (см. рис. 1) и выберем только выполнимые предикаты, представим их в виде табл. 3:

Таблица 3

Предикатное описание участков попарного пересечения областей 1-9

QR ₁	QR ₂	QR ₃	QR ₄	QR ₅	QR ₆	QR ₇	QR ₈
QR ₁ [∧] QR ₂	QR ₂ [∧] QR ₃	QR ₃ [∧] QR ₄	QR ₄ [∧] QR ₅	QR ₅ [∧] QR ₆	QR ₆ [∧] QR ₇	QR ₇ [∧] QR ₈	QR ₈ [∧] QR ₉
		QR ₃ [∧] QR ₅	QR ₄ [∧] QR ₆	QR ₅ [∧] QR ₉	QR ₆ [∧] QR ₈	QR ₇ [∧] QR ₉	
			QR ₄ [∧] QR ₇		QR ₆ [∧] QR ₉		
			QR ₄ [∧] QR ₈				
			QR ₄ [∧] QR ₉				

Далее построим ориентированный структурный граф $G(R,E)$, где множество вершин R – множество областей 1-9, описанных предикатами $QR_1 - QR_9$, E – множество дуг (рис. 2). Дуга связывает вершины R_n и R_k , если предикат $QR_n^{\wedge}QR_k$ – выполнимый и представлен в табл. 2.

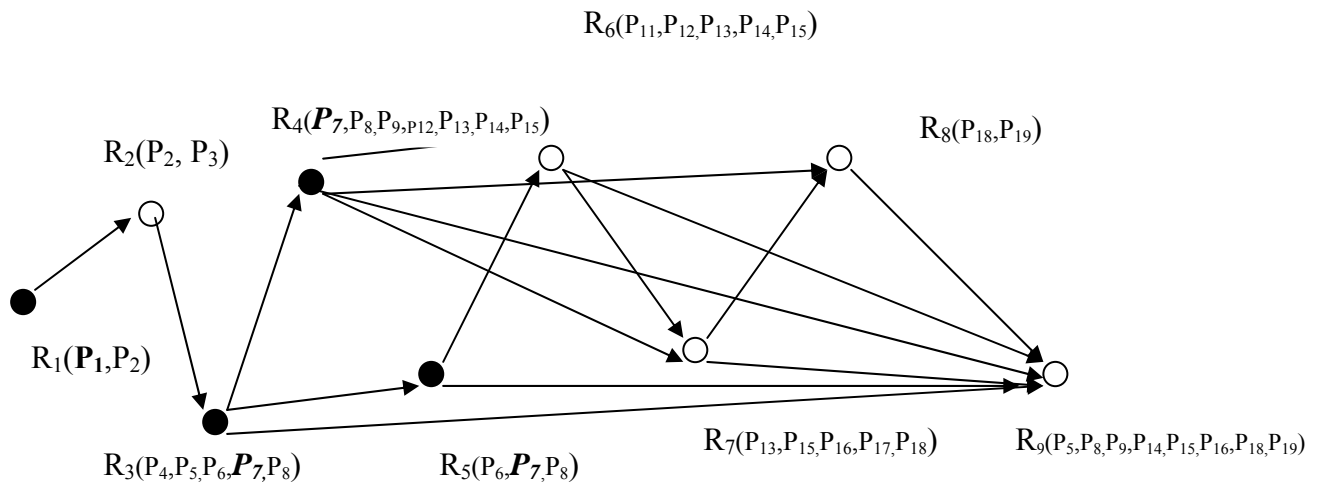


Рис.2. Структурный граф методов обработки наружных цилиндрических поверхностей

Для каждой вершины графа R_k в скобках указаны области P_i , (см. рис. 1) которые покрывает данный метод обработки.

Построим булеву матрицу $\|B\|^1$ для графа $G(R,E)$, указывающую на существование путей длиной 1. Существование пути длиной 1 между вершинами R_n и R_k говорит о возможности последовательного применения методов обработки n, k :

Таблица 4

Существование путей длиной 1

	R_1	R_2	R_3	R_4	R_5	R_6	R_7	R_8	R_9
R_1	0	1	0	0	0	0	0	0	0
R_2	0	0	1	0	0	0	0	0	0
R_3	0	0	0	1	1	0	0	0	1
R_4	0	0	0	0	0	1	1	1	1
R_5	0	0	0	0	0	1	0	0	1
R_6	0	0	0	0	0	0	1	0	1
R_7	0	0	0	0	0	0	0	1	1
R_8	0	0	0	0	0	0	0	0	1
R_9	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Алгоритм формирования нечетких экспертных правил

Таким образом, с помощью представленного графа $G(R,E)$ можно определить все альтернативные методы обработки поверхности. Например, если значения качества и шероховатости $G(R,E)$ заготовки (13, 6.3), что соответствует области P_1 , требуемые значения ИТ, R_a (9,1.6)- P_7 , то существует три пути на графе $G(R,E)$ (см. рис. 2):

$$\Omega_1: R_1 \rightarrow R_2 \rightarrow R_3$$

$$\Omega_2: R_1 \rightarrow R_2 \rightarrow R_3 \rightarrow R_5$$

$$\Omega_3: R_1 \rightarrow R_2 \rightarrow R_3 \rightarrow R_4$$

Им соответствует три альтернативных метода обработки такой поверхности. Исходное множество технологических альтернатив Ω состоит из трех элементов. Для обеспечения гибкости проектирования ТП ИМТА является нечетким, каждой технологической альтернативе экспертом проставляется значение функции принадлежности $\mu \in [0,1]$ и формируется нечеткое экспертное правило базы конструкторско-технологических знаний [4]. Пример правила приведен ниже.

ЕСЛИ поверхность=(основная, наружная, круглая в поперечном сечении, цилиндрическая)

И заготовка(IT, R_a) $\in P_1$

И требуемые(IT, R_a) $\in P_7$

ТО метод обработки= $\{(\Omega_1, \mu_1), (\Omega_2, \mu_2), (\Omega_3, \mu_3)\}$

На рис. 3 изображен алгоритм формирования нечетких экспертных правил выбора методов обработки поверхностей с учетом качества и шероховатости базы конструкторско-технологических знаний на основе имеющейся справочной базы данных предприятия.

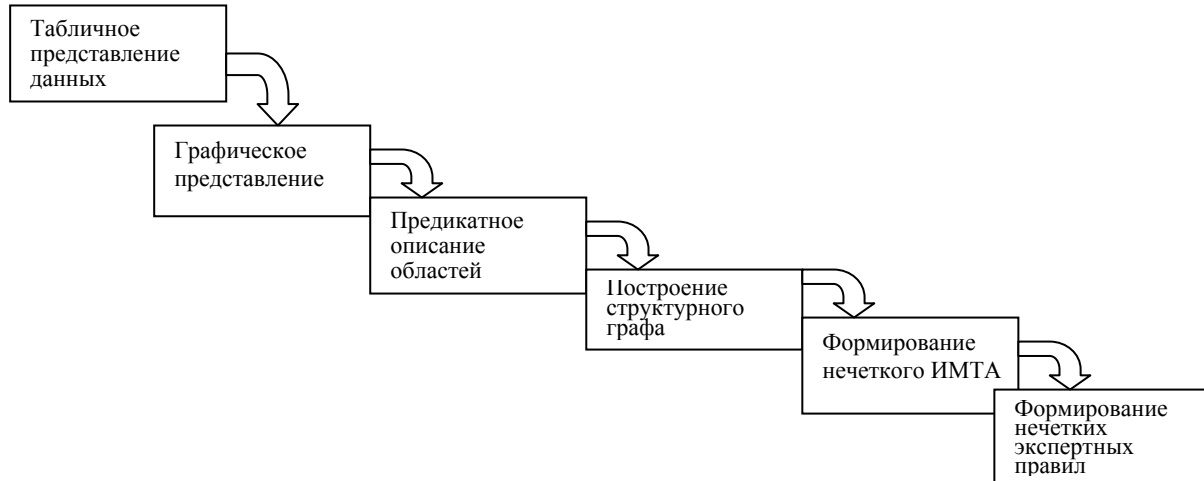


Рис.3. Алгоритм формирования нечетких экспертных правил с использованием справочной базы данных предприятия

На основе данного алгоритма несложно разработать дополнительное программное обеспечение, с помощью которого можно сгенерировать модуль знаний конструкторско-технологической базы знаний предприятия для выбора методов обработки наружных цилиндрических поверхностей. Модуль знаний будет состоять из набора нечетких экспертных правил.

Аналогичные модули знаний для гибкого проектирования технологических процессов можно сгенерировать на основе справочной базы данных предприятия для других поверхностей классификатора поверхностей [2,5].

Выводы

1. Предложенный метод формирования ИМТА для выбора методов обработки поверхностей позволяет использовать имеющуюся на предприятии справочную базу данных.
2. Введение нечеткости ИМТА позволяет обеспечить гибкость процесса проектирования ТП.
3. В дальнейшем следует рассмотреть применение данного метода формирования нечетких экспертных правил для других типов поверхностей.

Список литературы

1. Теория выбора и принятия решений: Учеб. пособие / И.М. Макаров, Т.М. Виноградская, А.А. Рубчинский, В.Б. Соколов.- М.: Наука, 1982.-328с.
2. Лапа М.В. Интеллектуальный метод гибкого проектирования технологических процессов изготовления деталей приборов: Дис. канд. техн. наук: 05.11.14. - К., 2004.-181 с.
3. Глоба Л.С., Лапа М.В. Представление технологических знаний с помощью математического аппарата нечеткой логики //Тези доповідей наук. – техн. конф. “Приладобудування 2002: підсумки і перспективи”. –Київ: НТУУ”КПІ”.-2002.-С.86.
4. Лапа М.В. Оптимизация и принятие решений при гибком проектировании технологических процессов. // Зб. наук. пр. науково-технічної конференції „Приладобудування 2004: стан і перспективи”.- Київ: НТУУ”КПІ”.-2004.-С.76.

Методы автоматизированного проектирования КТС ИОС

Харьковский национальный университет радиоэлектроники

Актуальным направлением реформирования современной системы образования является системная интеграция информационных и телекоммуникационных технологий в образовательный процесс и в управление образованием. В ходе реформирования на первый план выходит задача принципиально новой технологии организации учебного процесса, педагогической деятельности преподавателя и учебной работы студента в компьютерной среде. Одним из вариантов решения поставленной задачи является использование информационно-обучающей среды (ИОС) [1-3].

При проектировании такой среды наиболее сложной и трудоемкой задачей является проектирование комплекса технических средств (КТС) ИОС. Это связано с самой спецификой функционирования ИОС, которая характеризуется частым изменением количества обучаемых, их состава и месторасположения, частой модификацией хранимой и обрабатываемой информации. Особенность КТС ИОС заключается в широком использовании мультимедийной информации в составе учебных курсов и тестовых заданий, которая чувствительна к перегрузкам каналов связи и вычислительных мощностей [4]. Рассмотренные особенности накладывают дополнительные требования к проектированию КТС ИОС.

Целью данной статьи является разработка методов автоматизированного проектирования и создание банка алгоритмов и программ решения задачи синтеза КТС с целью построения гибкой информационно - обучающей среды. Решение поставленной задачи синтеза связано с реализацией банка моделей и алгоритмов автоматизированного проектирования КТС ИОС. Данная задача является многокритериальной и имеет большую размерность, что в свою очередь усложняет формализацию процесса проектирования.

В рамках рассматриваемой проблемы разработаны многокритериальные модели автоматизированного проектирования КТС ИОС, а также ряд соответствующих алгоритмов на основе точных и эвристических методов.

Разработанная многокритериальная математическая модель основана на определении частных критериев, формировании на их основе функции полезности и обобщенного критерия, при заданных ограничениях. В качестве локальных критериев выбраны следующие:

- 1) минимальная стоимость технических средств и их эксплуатация

$$C_{\text{пр}}(x) = \min_{\Omega} \sum_{i=1}^n (C_i^0 + C_i^{\text{эк}} + C_i^{\text{кк}} + C_i^{\text{инт}}) x_i, \quad (1)$$

где n - число серверов (узлов) системы;

C_i^0 - стоимость оборудования i - го сервера;

$C_i^{\text{эк}}$ - стоимость эксплуатации оборудования i - го сервера;

C_i^{kc} - стоимость аренды канала связи соединяющего i - й сервер с сервером первого уровня (телефонные, выделенные линии, спутниковая связь и т.д.);

$C_i^{инт}$ - стоимость услуг Internet для i - го сервера;

$$x_i = \begin{cases} 1 - \text{если } i - \text{й сервер включается в состав технических} \\ \text{средств ИОС;} \\ 0 - \text{в противном случае.} \end{cases} \quad (2)$$

2) максимальная производительность вычислительного комплекса ИОС

$$M(x) = \max_{\Omega} \sum_{i=1}^n M_i x_i, \quad (3)$$

где M_i - производительность i - го сервера;

3) максимальная надежность функционирования вычислительного комплекса ИОС

$$D(x) = \max_{\Omega} \sum_{i=1}^n D_i x_i, \quad (4)$$

где D_i - вероятность безотказной работы i - го сервера на заданном интервале функционирования;

4) минимальная вероятность отказа в обслуживании

$$Q(x) = \min_{\Omega} \sum_{i=1}^n q_i x_i. \quad (5)$$

где q_i - вероятность отказа в обслуживании обучаемого i - м сервером.

Локальные критерии неоднородны и имеют различные шкалы измерения, что усложняет агрегацию частных оценок. Для решения этой проблемы необходимо выбрать и обосновать универсальную функцию полезности локальных критериев, которая отображала бы конкретные особенности и цели разрабатываемого КТС. С этой целью используем функцию полезности локальных критериев следующего вида:

$$P_1[f_1(x)] = \left(\frac{f_1(x) - f_{\text{лhx}}(x)}{f_{\text{лb}}(x) - f_{\text{лhx}}(x)} \right)^{\alpha_1}, \quad (6)$$

где $f_1(x)$ - текущее значение l - го локального критерия;

$f_{\text{лhx}}(x)$ - наихудшее значение l - го локального критерия;

$f_{\text{лb}}(x)$ - экстремальное значение l - го локального критерия;

α_1 - показатель нелинейности.

В качестве обобщенного критерия оценки используем аддитивную функцию полезности вида:

$$W_1(X^o) = \arg \max_{x^o \in \Omega_x} \left\{ \sum_{l=1}^{\rho} [a_l p_l(f_l(x))]^\beta \right\}^{\frac{1}{\beta}}, \quad (7)$$

где Ω_x - область компромиссов;

ρ - количество локальных критериев;

a_l - весовой коэффициент, отражающий важность l - го локального критерия;

$p_l(f_l(x))$ - функция полезности l - го локального критерия;

β - коэффициент адаптации.

При этом весовой коэффициент a_l определяется исходя из соотношения:

$$\sum_{l=1}^{\rho} a_l = 1, \quad a_l \in [0,1], \quad \forall_l = \overline{1, \rho}. \quad (8)$$

Тогда задача оптимального выбора структуры КТС состоит в нахождении максимального значения обобщенного критерия $W_1(X^o)$ в области компромиссов [5].

Используя технологию модульного проектирования разработан программный комплекс автоматизированного проектирования КТС ИОС. Структурная схема программного комплекса многокритериального синтеза КТС ИОС приведена на рис. 1.

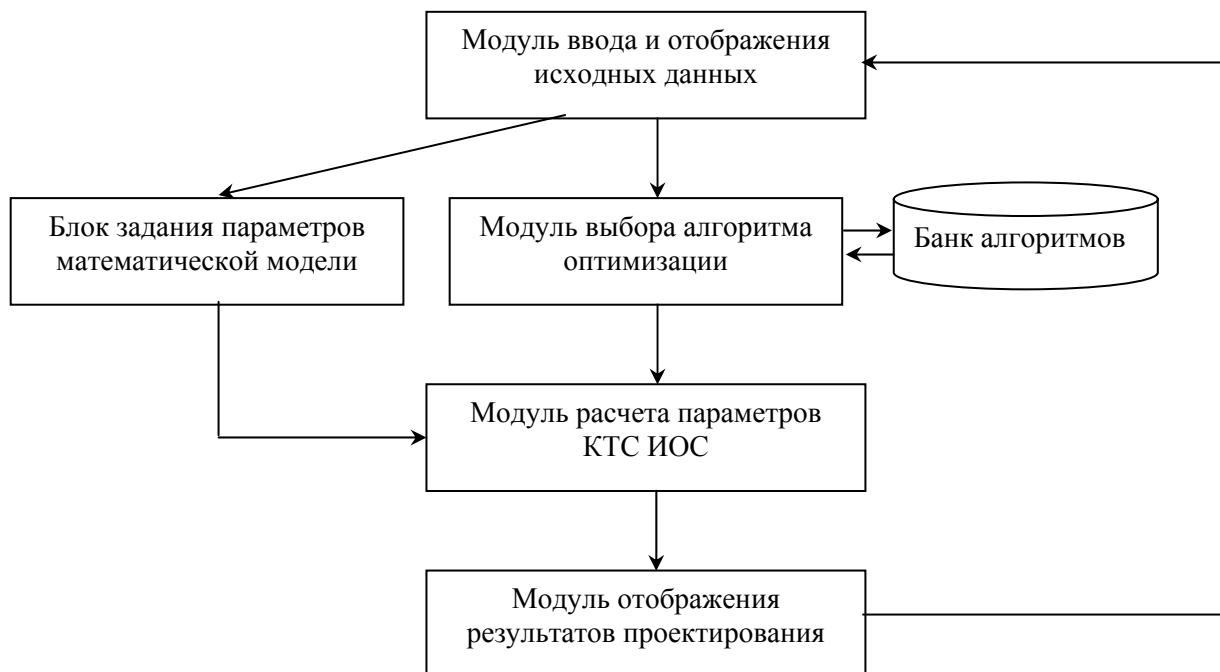


Рис. 1. Структурная схема программного комплекса многокритериального синтеза КТС ИОС

На основе разработанной модели был реализован ряд алгоритмов решения задачи синтеза КТС ИОС.

Выбор соответствующего алгоритма зависит от конкретных условий решаемой задачи и цели проектирования. В качестве алгоритма нелинейной оптимизации был реализован метод штрафных функций. Для решения

задачи линейной оптимизации были выбраны аддитивный алгоритм и метод ветвей и границ. Эвристический подход реализован методом, основанным на теории генетических алгоритмов.

В связи с тем, что задача структурного синтеза КТС является слабо формализуемой и имеет высокую степень неопределенности исходной информации на стадии проектирования, работа программного комплекса основана на итерационном, диалоговом, интерактивном режиме работы проектировщика. Такой подход позволяет совместить опыт и знания в данной предметной области разработчика с формальными процедурами и алгоритмами синтеза КТС ИОС.

Разработанный программный комплекс позволяет определить: стоимость технических средств и стоимость их эксплуатации, производительность, надежность и вероятность отказа в обслуживании.

Интерфейс формирования исходных данных приведен на рис. 2.

Параметры математической модели

Параметры функции полезности

Значение коэффициента (alfa)

Функция полезности линейна (alfa=1)

Значения локальных критериев

Сервер	Стоимость	Сервер	Вероятность	Сервер	Надежность	Сервер	Производит
1	1250	1	0.1	1	0.9	1	600
2	2100	2	0.2	2	0.8	2	590
3	1560	3	0.1	3	0.9	3	630
4	2500	4	0.1	4	0.78	4	650

Параметры обобщенного критерия оптимизации

Максимальная аддитивная полезность (b=1) Другое значение коэффициента адаптации

максиминная схема компромиса

минимаксная схема компромиса Весовые коэффициенты равны

Весовые коэффициенты

Критерий	Стоимость	Вероятность отказа	Надежность	Производительность
Значение	0.4	0.1	0.2	0.3

Отмена Ok

Рис. 2. Программный интерфейс определения параметров математической модели

Программный комплекс позволяет выбрать в соответствии с исходными данными наиболее эффективный алгоритм поиска оптимального решения. Интерфейс выбора алгоритма приведен на рис. 3.

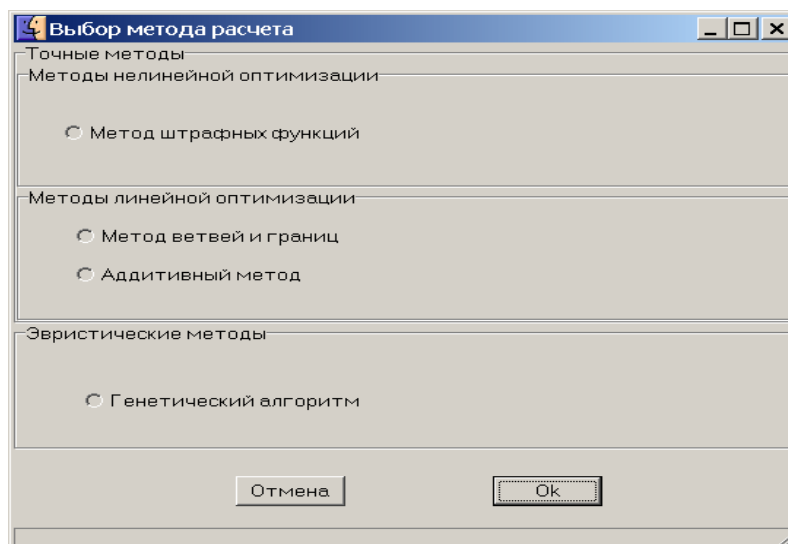


Рис. 3. Экранная форма выбора алгоритма оптимизации

В случае большой размерности решаемой задачи структурного синтеза КТС наиболее эффективным является генетический алгоритм. Выбор параметров генетического алгоритма приведен на рис. 4.

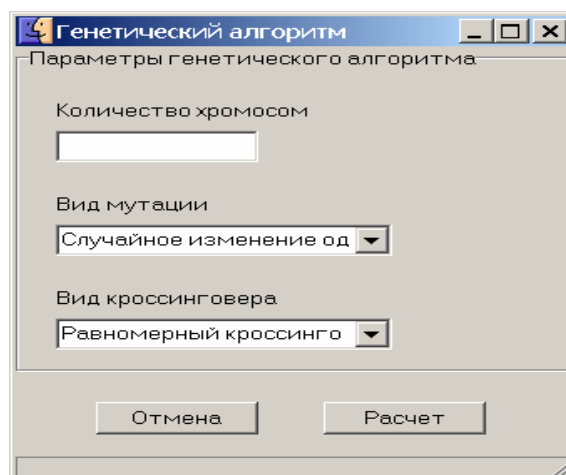


Рис. 4. Определение параметров генетического алгоритма

Можно выделить следующие основные этапы процесса автоматизированного проектирования КТС ИОС с помощью разработанного программного комплекса:

- ввод и структуризация исходных данных;
- формирование локальных критериев;
- определение параметров функции полезности;
- выбор адаптационного показателя β ;
- определение значений коэффициентов относительной важности локальных критериев (a_i);
- выбор алгоритма оптимизации;
- определение соответствующих параметров выбранного алгоритма;
- структурный синтез КТС ИОС;

- оценка полученных результатов и формирование проектной документации.

В качестве тестового примера был разработан проект по созданию КТС распределенной ИОС, основанной на трехуровневой клиент - серверной архитектуре обработки информации. На третьем (клиентском) уровне размещаются технические средства (персональные ЭВМ) обучающихся, на втором уровне (уровень тьютора) располагаются сервера приложений, на третьем уровне находятся сервера баз данных, которые управляют серверами приложений. Общее число серверов проекта - 12. Задача состоит в том, чтобы определить состав и характеристики КТС ИОС при заданных ограничениях.

В результате тестирования программного средства определены серверы, которые включены в проект по созданию ИОС и их технические характеристики, стоимость технических средств и стоимость их эксплуатации, производительность, надежность и вероятность отказа в обслуживании.

В основу разработанного программного комплекса положен модульный принцип, что позволило сделать его более универсальным, за счет применения новых алгоритмов и сохранение их в соответствующем банке алгоритмов. Итерационный подход к процедуре проектирования позволяет проектировщику, изменяя и корректируя: исходные данные, параметры математической модели, выбранный алгоритм, использовать свой опыт в процессе синтеза КТС ИОС. Помимо этого программный комплекс позволяет сохранить полученные на каждой итерации результаты проектирования и соответствующие входные параметры, что дает возможность осуществить сравнительный анализ результатов на каждом этапе проектирования.

Выводы. Разработана многокритериальная математическая модель синтеза КТС ИОС. На основе данной модели реализован программный комплекс автоматизированного проектирования, применение которого позволяет значительно сократить сроки проектирования, повысить качество проектных решений и существенно снизить затраты на проектирование КТС ИОС.

Список литературы

1. Гайда А.Ю. Управление проектами в дистанционном образовании // Вестник ХГТУ.- 2002. - №1(14). С. 485 – 488.
2. Кухаренко В.М., Рибалко О.В., Сиротинко Н.Г. Дистанційне навчання: Умови застосування. Дистанційний курс: Навчальний посібник 3 – є вид. / За ред. В.М. Кухаренка – Харків: НТУ “ХПІ”, 2002. – 320 с.
3. Евсеев В.В., Мищеряков Ю.В, Хряпкин А.В. Структурный синтез технических средств информационно обучающей среды. //Вестник ХГТУ, №1 (19), 2004.- С. 478-481.
4. Александров Ю.Н., Евсеев В.В., Хряпкин А.В. Многофакторный подход к проектированию технических средств информационно обучающей среды. //Образование и виртуальность - 2004. Сб. научных трудов 8-й Международной конференции Украинская ассоциация дистанционного образования. / Под общ. Ред. В.А. Гребенюка и В.В. Семенца. - Харьков-Ялта.: УАДО, ХНУРЭ, 2004.- С. 149-153.
- 5.Петров Э.Г., Новожилова М.В., Гребенник И. В., Соколова Н.А. Методы и средства принятия решений в социально-экономических и технических системах. Учебное пособие. Под общей редакцией Э.Г Петрова.- Херсон: ОЛДІ-плюс, 2003.-380 с.

Синтез распределенных баз данных в информационно-обучающей среде с использованием генетического алгоритма

Харьковский национальный университет радиозлектроники

1. Введение

Процессы международной интеграции в сфере образования вызвали интерес к развитию дистанционного обучения (ДО). Мировая тенденция перехода к дистанционной форме образования в последние десятилетия прослеживается как в росте числа вузов, ведущих подготовку по новым технологиям, так и в росте численности обучающихся. Численность обучающихся, использующих нетрадиционные технологии, растет быстрее числа студентов дневных отделений. Совокупность дидактических, технических, информационных и организационных подходов, реализующих принципы ДО, образуют систему дистанционного образования (СДО). Использование информационной среды для организации взаимодействия обучаемых и преподавателей, предполагает наличие распределенной базы данных (РБД) для хранения информационных фондов, необходимых для предоставления качественных образовательных услуг. В большинстве современных распределенных СУБД используется реляционная модель данных [1,2]. Одним из важнейших этапов синтеза РБД является проектирование схемы размещения данных, а именно рациональное распределение фрагментов отношений по узлам сети в условиях смешанной стратегии с целью обеспечения эффективной работы РБД.

Задача проектирования РБД может быть сформулирована как смешанная многопараметрическая и многокритериальная экстремальная задача с ограничениями. Данная проблема, решаемая традиционными оптимизационными алгоритмами, широко представлена в литературных источниках [3,4]. Научной новизной данной работы является применение генетических алгоритмов для решения задачи многокритериального синтеза РБД в информационно-обучающей среде (ИОС).

Генетические алгоритмы (ГА) являются одним из мощных инструментальных средств для решения задач оптимизации. ГА позволяют решать прикладные задачи в сложных системах, отражать свойства разрывности и нелинейности. Исследования показывают, что ГА могут находить оптимальные решения даже, когда имеются несколько локальных экстремумов целевых функций в пространстве поиска.

2. Постановка задачи и описание обобщенной математической модели исследования

Для выражения сущности распределенных данных можно использовать то обстоятельство, что в современных компьютерных технологиях базы данных регистрируются в системах драйверов баз данных (БД) путем указания псевдонима, или имени системного ресурса [5, 6, 7]. Если в совокупности данных существуют хотя бы два элемента данных с разными псевдонимами, то такая совокупность является средой распределенных данных; распределенными

данными могут быть любые элементы баз данных, идентифицированные псевдонимами. Условно логическая форма имеет вид:

(распределенный объект данных) \Leftrightarrow (идентифицированный псевдонимом элемент базы данных) \Leftrightarrow (локальный информационный ресурс).

Распределенные данные соответствуют сущности локальных информационных ресурсов, причем кроме элементов реляционных БД в распределенной информационной среде допустимо объявление нереляционных объектов интеграционных технологий. Одним из главных преимуществ применения реляционной модели является обеспечение однородности табличного представления любых БД, именуемая даталогической однородностью реляционных БД. Представление такой среды схемным модельным уровнем интегрированного представления совокупности распределенных данных. Совокупность распределенных данных реляционной БД и называется РБД. Такое определение распределенной БД означает построение совокупности локальных информационных ресурсов в виде однородной среды распределенных данных, причем однородность рассматривается с точки зрения определения и манипулирования распределенными данными в границах реляционного подхода или на уровне даталогических схем локальных элементов БД. Обобщенная даталогическая схема РБД в принципе доступна для выполнения стандартных операций обобщенной нормализации, однако при этом необходимо учитывать цели построения РБД, которую далеко не всегда целесообразно и возможно сформировать в виде единой реляционной БД.

Модель клиент-сервер основана на распределении функций между двумя типами независимых и автономных процессов: серверами и клиентами [8]. Клиент – это любой процесс, который запрашивает определенные ресурсы или сервисы от других (серверных) процессов. Сервер – это процесс, который предоставляет необходимые сервисы (услуги) другому процессу – клиенту. Секрет успеха клиент серверных приложений в том, где выполняется обработка запросов. Если, например, в клиент - серверной базе данных клиент запрашивает данные с сервера базы данных, то фактическая обработка запроса (выбор записей) осуществляется на компьютере сервера базы данных. Другими словами, сервер выбирает записи, соответствующие заданным критериям, и отправляет их клиенту.

Любой локальный информационный ресурс рассматривается при этом документальным объектом данных с информационно простой и понятной пользователю структурой его описания. Очевидно, что преимущественным исполнением представления таких информационных ресурсов является представление каждого распределенного объекта данных в виде одной таблицы, для которой наглядно реализованы связи совместности (имя таблицы — имя объекта, столбцы таблицы — линейные свойства экземпляров объектов) и отсутствуют связи соответствия, для обработки которых необходимо выполнять операции манипулирования данными на языке SQL.

Целью исследования является решение задачи следующего вида: существует некоторая совокупность информационных ресурсов, которые необходимо разместить оптимальным образом в информационно-обучающей среде, которая в качестве информационного обеспечения использует РБД.

Основной исходной информацией для проектирования схемы размещения данных является логическая схема РБД, разделенная на множество

фрагментов в соответствии с информационными потребностями пользователей. Каждый фрагмент представляет собой независимое базовое отношение с заданной схемой (множеством атрибутов) и конечным числом кортежей (записей). Данные размещаются на множестве серверов, которые объединены в информационную сеть. С каждым сервером в рамках локальной вычислительной сети связаны пользователи, которые обращаются к РБД для выполнения операций по обработке данных.

Для упрощения приведем обобщенно локальные критерии проектирования РБД.

1. Минимум общей стоимости размещения ИФ в РБД

$$k_1(x) = \min_{\Omega} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M C_{ij} \cdot x_{ij} \quad (1)$$

2. Максимум объема передаваемых данных

$$k_2(x) = \max_{\Omega} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M R_{ij} \cdot x_{ij} \quad (2)$$

3. Минимум общего времени ответа

$$k_3(x) = \min_{\Omega} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M T_{ij} \cdot x_{ij} \quad (3)$$

где N – число узлов сети; M – число базовых отношений (локальных информационных ресурсов); C – общая стоимость проектирования РБД; R – общий объем передаваемых данных; T – общее время ответа.

С учетом формализованных локальных критериев многокритериальная модель имеет вид:

$$\min_{x \in X} k_s(x), s = 1, 2, 3 \quad (4)$$

$$\text{где } X = \{x \mid \sum_{i=1}^N x_{ij} \geq P_j, x_{ij} = \{0 \cup 1\}, \sum_{i=1}^N x_{ij} = 1\}.$$

Область допустимых решений задачи определяется двоичным характером переменных, а также ограничениями на емкость доступной памяти в узлах сети.

3. Реализация задачи размещения с использованием генетического алгоритма

Методологическая основа ГА основана на гипотезе селекции, которая в самом общем виде может быть сформулирована так: чем выше приспособленность особи, тем выше вероятность того, что в потомстве, полученном с его участием, признаки, определяющие приспособленность будут выражены еще сильнее [9]. ГА, используя основные идеи естественного (эволюционного) развития, тем не менее, далеко не всегда подражают поведению эволюционного процесса, эволюция происходит через процесс воспроизведения, который включает скрещивание, мутацию и инверсию (рекомбинацию), реализуемых при моделировании генетических структур соответственно операторами скрещивания (кроссовером), мутации и инверсии [10]. Работа ГА представляет собой итерационный процесс, который продолжается до тех пор, пока не выполнятся заданное число поколений (генераций) или какой-либо иной критерий остановки. В ходе каждой итерации каждая хромосома оценивается с

использованием функции приспособленности. Для создания следующего поколения новые хромосомы, называемые потомками, формируются либо путем скрещивания, либо мутации. Новая популяция формируется путем выбора пропорционально функции соответствия некоторых родителей и потомков и удаления оставшихся, для того, чтобы сохранять постоянный размер популяции. Каждое новое поколение содержит более высокое соотношение характеристик, которыми обладают лучшие члены предыдущих поколений. Скрещивание наиболее перспективных особей позволяет исследовать перспективные участки пространства поиска. В конечном итоге, популяция сходится к оптимальному решению. На первых шагах ГА действует как случайный поиск – его начальная популяция состоит из случайных решений. Однако в процессе функционирования ГА быстро организует свою работу так, чтобы больше уделять “внимание” более перспективным областям на поверхности исследуемой функции, но при этом часть ресурсов выделяется на случайный поиск.

В работах [11,12] проводится анализ особенностей применения генетического алгоритма для нахождения оптимальных решений в многоэкстремальных функциях. Приводятся значения коэффициентов и параметров целевых функций, однако не производится сравнение с какими-либо иными методами нахождения оптимальных решений многоэкстремальных функций, кроме как с методом случайного поиска.

Рассмотрим пример размещения информационных ресурсов в вычислительной сети информационно-обучающей среды. Задана структура сети, состоящая из 5 узлов. Количество типов файлов примем равным 2: файлы запросов и файлы ответов на запрос. Необходимо разместить 8 информационных ресурсов. Интенсивности чтения и обновления приведены в табл. 1.

Таблица 1 – Интенсивность обращения к информационным ресурсам

Функция	Узлы					
	Типы файлов	1	2	3	4	5
Чтение (1/с)	1	5	5	2	3	7
	2	1	2	3	4	10
Обновление (1/с)	1	10	2	5	1	2
	2	5	10	10	2	5

В результате проведенных экспериментов были получены результаты, приведенные в табл.2.

Таблица 2 – Размещение файлов в РБД, с помощью генетического алгоритма.

	Узлы					
		1	2	3	4	5
Файлы	1	0	0	1	0	0
	2	1	0	0	0	0
	3	1	0	0	0	0
	4	0	0	0	1	0
	5	0	0	0	0	1
	6	0	0	0	0	1
	7	0	1	0	0	0
	8	0	0	1	0	0

Пропускная способность каналов связи 30 ед./с. Задержки, связанные с обработкой сообщений в узлах, не учитываются.

Наличие единицы в соответствующем столбце свидетельствует о наличии информационного ресурса, а 0 – его отсутствие. В качестве вычислительной оценки алгоритма выбираются временные затраты, которые составили 3,34 сек. Сравнительный анализ с точными методами решения задачи размещения (метод ветвей и границ, аддитивный алгоритм) приводится в работе [13 - 16].

4. Результаты исследования

В ходе проведения экспериментов были использованы различные подходы к проектированию РБД. В качестве сравнительного критерия приведем диаграмму затрат на проектирование РБД реализованного точным и эвристическим методом (рис. 1).

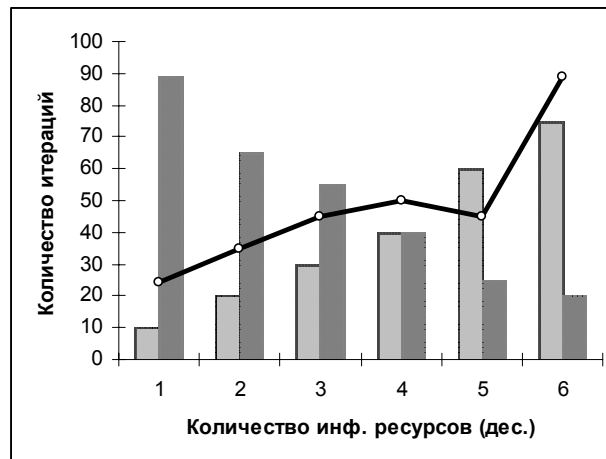


Рисунок 1 – Затраты на проектирование РБД.

Светло-серая область диаграммы соответствует традиционному подходу к проектированию РБД, который предполагает нахождение решения одним из точных методов оптимизации (методом ветвей и границ, аддитивным алгоритмом). На первых этапах проектирования традиционная парадигма характеризуется минимальными затратами машинного времени на нахождения решения. Однако впоследствии при увеличении количества информационных ресурсов вычислительная сложность генетического алгоритма (график) пропорционально увеличивается.

Темно-серая область диаграммы соответствует проектированию РБД с использованием генетического алгоритма. На первоначальном этапе подобный метод требует значительных временных затрат, однако при увеличении количества информационных ресурсов с использованием эвристик, генетический алгоритм позволяет находить субоптимальные решения исследуемой задачи.

Полученные оптимальные варианты организации РБД сопоставляются по следующим обобщенным характеристикам, которые оценивают число файлов (в разрезе по узлам сети и по типам файлов), а также общие затраты памяти на хранение файлов и степень загруженности памяти для отдельных узлов компьютерной сети. По результатам экспериментов можно сделать вывод, что данный программный комплекс представляют практическую значимость при синтезе СДО и позволяет проектировать РБД различного функционального назначения и размерности, а также может быть использован при проектировании РБД в ИОС.

Список литературы

1. Калверт Ч. Базы данных в Delphi 4: Руководство разработчика. — К.: Изд. «ДиаСофт», 1999. - 464 с.
2. Роб П., Коронел К. Системы баз данных: проектирование, реализация и управление. – 5-е изд., перераб. и доп. – СПб.: БХВ-Петербург, 2004. – 1040 с.
3. Герман Н., Тягунова Н. Адаптація форм організації самостійної роботи студентів до сучасних технологій навчання // Вища школа.-2001.-№4-5.-С. 53-61.
4. Кулагин О. А. Многокритериальная модель проектирования схемы размещения данных в информационной сети // Приборостроение, 1997 . - № 9. – С. 12-15.
5. Хендерсон К. Delphi 3 и системы клиент-сервер: Руководство разработчика. — К.: Диалектика, 1997. - 736 с.
6. Ed Tittle, Steve James, David Piscetello, Lisa Phiter. ISDN: Cleary Explamed // AP Professional, 1997. – P. 413-415.
7. Terplan R., Huntington-Lee L / Application for Distributed Systems and Network Management // USA News, 1995. – 390 p.
8. Арсеньев В. П. Интегрированные распределенные базы данных. - СПб.: Изд.-по-лигр. центр СПбГЭТУ (ЛЭТИ), 2004. – 498 с.
9. Генетические алгоритмы, искусственные нейронные сети и проблемы виртуальной реальности / Г. К. Вороновский, К. В. Махотило, С. .Петрашев, А. С. Сергеев. – Харьков: ОСНОВА, 1997. – 112 с.
10. Руденко О. Г., Бодянский Е. В. Основы теории искусственных нейронных сетей. – Харьков: ТЕЛЕТЕХ, 2002. – 317 с.: ил.
11. Витковски Т., Антчапк А. Генетические алгоритмы – современный инструмент поиска квазиоптимальных решений // Проблемы управления и информатики. - 2003. - № 5. - С.22-35.
12. Кондратенко Н. Р., Куземко С.М. Особливості генетичної оптимізації багато екстремальних функцій // Вісник Вінницького політехнічного інституту. – 2002. - №1. – С. 39-42.
13. Богуш О. С. Методы и алгоритмы многокритериального проектирования распределенной базы данных // Материалы 9-го международного молодежного форума «Радиоэлектроника и молодежь в XXI веке»: Сб. материалов форума. – Харьков: ХНУРЭ. – 2005. – С. 402.
14. Евсеев В. В., Богуш О. С. Многокритериальный синтез распределенной базы данных // Информационные технологии в XXI веке: Сборник докладов и тезисов III-го Молодежного научно-практического форума. – Днепропетровск: ИПК ИнКомЦентра УГХТУ. – 2005. – С. 73-74.
15. Bogush O. S. Theoretical aspects of synthesis of the distributed database it is information-training environments on the basis of technology a client-server // Modern Problems of Radio Engineering, Telecommunications and Computer Science. – Lviv: Publishing House of Lviv Polytechnic. – 2006. - P. 414-416.
16. Евсеев В. В. Богуш О. С. Разработка программного обеспечения автоматизированного проектирования распределенных баз данных // Вестник ХНТУ. – 2006. - № 1(24). – С. 259-261.

Решим теперь порождаемую (1) - (2) четкую систему линейных алгебраических уравнений, используя модальные значения $a_{ij}^{(0)}$ нечетких чисел a_{ij} , $i = 1, 2, \dots, n$, $j = 1, 2, \dots, n + 1$:

$$\sum_{j=1}^n a_{ij}^{(0)} x_j - a_{i,n+1}^{(0)} = 0, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (4)$$

Пусть $X^{(0)} = \{x_j^{(0)}\}$, $j = 1, 2, \dots, n$, - решение СЛАУ (4).

Тогда четким решением задачи (1) - (2) будем называть набор $X = \{x_j\}$, $j = 1, 2, \dots, n$, минимизирующий сумму площадей фигур, ограниченных функциями принадлежности нечетких чисел z_1, z_2, \dots, z_n , и наименее уклоняющийся от $X^{(0)}$. Смысл этого критерия понятен. Его использование обеспечивает получение набора нечетких чисел x_1, x_2, \dots, x_n , для которых функции принадлежности чисел z_1, z_2, \dots, z_n наименее размыты и имеют модальные значения, максимально близкие к нулю.

Б. Нечеткое решение задачи (1) - (2).

Выразим решение системы линейных алгебраических уравнений (1) через параметры задачи:

$$x_k = \frac{\det A_k}{\det A}, \quad k = 1, 2, \dots, n, \quad (5)$$

где $\det A$ - определитель матрицы $A = (a_{ij})$, $i = 1, 2, \dots, n$, $j = 1, 2, \dots, n$;

$\det A_k$ - определитель матрицы, получающейся при замене k -го столбца матрицы A столбцом свободных членов $(a_{i,n+1})$, $i = 1, 2, \dots, n$.

Введем набор $A^{(0)} = (a_{ij}^{(0)})$, $i = 1, 2, \dots, n$, $j = 1, 2, \dots, n + 1$, модальных значений нечетких параметров задачи.

Теперь в соотношении (5) зафиксируем значения всех параметров a_{ij} на уровне $a_{ij}^{(0)}$, освободив один из них, например a_{ij} . При этом получим нечеткие числа

$$\tilde{x}_k(a_{ij}) = f(a_{ij}, A^{(0)} \setminus a_{ij}^{(0)}), \quad k = 1, 2, \dots, n, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad j = 1, 2, \dots, n + 1. \quad (6)$$

Далее, используя (2) и (5), рассчитаем совокупность условных функций принадлежности нечетких значений искомым переменных x_1, x_2, \dots, x_n :

$$\mu(\tilde{x}_k / a_{ij}, A^{(0)} \setminus a_{ij}^{(0)}) = \mu_{a_{ij}}(x_k), \quad k = 1, 2, \dots, n, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad j = 1, 2, \dots, n + 1. \quad (7)$$

Тогда безусловные функции принадлежности решения задачи имеют вид

$$\mu(x_k) = \min_{i,j} \{ \mu_{a_{ij}}(x_k) \}, \quad k = 1, 2, \dots, n. \quad (8)$$

Получим теперь аналитические выражения, реализующие описанные технологии решения задачи (1) - (2).

Основные результаты. Используем соотношения, приведенные в постановке задачи.

А. В соответствии с (2) определим функции принадлежности нечетких чисел z_1, z_2, \dots, z_n , задаваемых (3). При этом

$$\begin{aligned} \mu(z_i) &= \mu\left(\sum_{j=1}^n a_{ij} x_j - a_{i,n+1}\right) = \exp\left\{-\frac{\left[z_i - \left(\sum_{j=1}^n a_{ij}^{(0)} x_j - a_{i,n+1}^{(0)}\right)\right]^2}{2\left(\sum_{j=1}^n \sigma_{ij}^2 x_j^2 + \sigma_{i,n+1}^2\right)}\right\} = \\ &= \exp\left\{-\frac{(z_i - m_i)^2}{2\sigma_i^2}\right\}, \\ m_i &= \sum_{j=1}^n a_{ij}^{(0)} x_j - a_{i,n+1}^{(0)}, \quad \sigma_i^2 = \sum_{j=1}^n \sigma_{ij}^2 x_j^2 + \sigma_{i,n+1}^2, \quad i = 1, 2, \dots, n. \end{aligned}$$

Пусть $X^{(0)} = \{x_j^{(0)}\}$, $j = 1, 2, \dots, n$, - решение СЛАУ (4), параметры которой соответствуют модальным значениям функций принадлежности (2). Тогда искомое четкое решение задачи (1) - (2) получим, минимизируя функционал

$$J = \sum_{i=1}^n \left\{ \left[\int_{-\infty}^{\infty} \mu(z_i) dz_i \right] + \left(\sum_{j=1}^n a_{ij}^{(0)} x_j - a_{i,n+1}^{(0)} \right)^2 \right\}. \quad (9)$$

Так как

$$\int_{-\infty}^{\infty} \mu(z_i) dz_i = \int_{-\infty}^{\infty} \exp\left\{-\frac{(z_i - m_i)^2}{2\sigma_i^2}\right\} dz_i = \sqrt{2\pi} \sigma_i,$$

то

$$J = \sum_{i=1}^n \left\{ \left[\sqrt{2\pi} \left(\sum_{j=1}^n \sigma_{ij}^2 x_j^2 + \sigma_{i,n+1}^2 \right)^{1/2} \right] + \left(\sum_{j=1}^n a_{ij}^{(0)} x_j - a_{i,n+1}^{(0)} \right)^2 \right\}.$$

Далее

$$\frac{dJ}{dx_k} = \sum_{i=1}^n \left[\frac{\sqrt{2\pi} \sigma_{ij}^2 x_k}{\left(\sum_{j=1}^n \sigma_{ij}^2 x_j^2 + \sigma_{i,n+1}^2 \right)^{1/2}} + 2 \left(\sum_{j=1}^n a_{ij}^{(0)} x_j - a_{i,n+1}^{(0)} \right) a_{kj} \right] = 0, \quad k = 1, 2, \dots, n.$$

Численное решение этой системы уравнений дает искомый набор. В некоторых случаях, когда $\sigma_{i,n+1}^2 \gg \sigma_{ij}^2$, $i = 1, 2, \dots, n$, $j = 1, 2, \dots, n+1$, может быть получено приближенное решение задачи, основанное на том, что при выполнении указанного условия

$$\begin{aligned} \left(\sum_{j=1}^n \sigma_{ij}^2 x_j^2 + \sigma_{i,n+1}^2 \right)^{1/2} &= \sigma_{i,n+1} \left(1 + \sum_{j=1}^n \frac{\sigma_{ij}^2}{\sigma_{i,n+1}^2} x_j^2 \right)^{1/2} \cong \sigma_{i,n+1} \left(1 + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n \frac{\sigma_{ij}^2}{\sigma_{i,n+1}^2} x_j^2 \right) = \\ &= \sigma_{i,n+1} + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n \frac{\sigma_{ij}^2}{\sigma_{i,n+1}} x_j^2. \end{aligned}$$

Тогда

$$\begin{aligned} J &= \sum_{i=1}^n \left\{ \sqrt{2\pi} \left(\sigma_{i,n+1} + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n \frac{\sigma_{ij}^2}{\sigma_{i,n+1}} x_j^2 \right) + \left(\sum_{j=1}^n a_{ij}^{(0)} x_j - a_{i,n+1}^{(0)} \right)^2 \right\} = \\ &= \sqrt{2\pi} \left[\left(\sum_{i=1}^n \sigma_{i,n+1} \right) + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n \left(\sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ij}^2}{\sigma_{i,n+1}} \right) x_j^2 \right] + \sum_{i=1}^n \left(\sum_{j=1}^n a_{ij}^{(0)} x_j - a_{i,n+1}^{(0)} \right)^2. \quad (10) \end{aligned}$$

При этом

$$\begin{aligned} \frac{dJ}{dx_k} &= \sqrt{2\pi} \left(\sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ik}^2}{\sigma_{i,n+1}} \right) x_k + 2 \sum_{i=1}^n \left(\sum_{j=1}^n a_{ij}^{(0)} x_j - a_{i,n+1}^{(0)} \right) a_{ik}^{(0)} = \\ &= \sqrt{2\pi} \left(\sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ik}^2}{\sigma_{i,n+1}} \right) x_k + 2 \sum_{j=1}^n \left(\sum_{i=1}^n a_{ij}^{(0)} a_{ik}^{(0)} \right) x_j - 2 \sum_{i=1}^n a_{i,n+1}^{(0)} a_{ik}^{(0)} = \sum_{j=1}^n b_{kj} x_j - c_k, \quad (11) \end{aligned}$$

где

$$b_{kj} = \begin{cases} 2 \sum_{i=1}^n a_{ij}^{(0)} a_{ik}^{(0)}, & k \neq j, \\ \sqrt{2\pi} \sum_{j=1}^n \left(\frac{\sigma_{ij}^2}{\sigma_{i,n+1}} \right) + 2 \sum_{i=1}^n a_{ij}^{(0)} a_{ik}^{(0)}, & k = j. \end{cases} \quad c_k = 2 \sum_{i=1}^n a_{i,n+1}^{(0)} a_{ik}^{(0)}.$$

Приравнивая (11) к нулю, получим систему уравнений

$$\sum_{j=1}^n b_{kj} x_j = c_k, \quad k = 1, 2, \dots, n.$$

Решение этой системы дает искомый набор X .

Б. При реализации этого варианта технологии решения нечетких СЛАУ принципиальное значение имеет следующее обстоятельство. В соответствии с (5) в каждом из выражений (6) для расчета произвольного \tilde{x}_k содержится единственное нечеткое число a_{ij} . Раскрывая определители в (5) по элементам столбца, содержащего a_{ij} , получим аналитическое выражение для описания (6) в виде

$$\tilde{x}_k(a_{ij}) = \frac{\sum_{l \neq i} a_{lj}^{(0)} A_{lj}^{(k)} + a_{ij} A_{ij}^{(k)}}{\sum_{l \neq i} a_{lj}^{(0)} A_{lj} + a_{ij} A_{ij}} = \frac{B_{kj} + a_{ij} A_{ij}^{(k)}}{C_{kj} + a_{ij} A_{ij}}, i \neq k, \quad (12)$$

$$\tilde{x}_k(a_{ij}) = \frac{\sum_{l \neq i} a_{lj}^{(0)} A_{lj}^{(k)}}{\sum_{l \neq i} a_{lj}^{(0)} A_{lj} + a_{ij} A_{ij}} = \frac{D_{kj}}{C_{kj} + a_{ij} A_{ij}}, i = k, \quad (13)$$

где $A_{lj}^{(k)}$, $A_{ij}^{(k)}$, A_{lj} , A_{ij} - адьюнкты (алгебраические дополнения к соответствующим элементам матриц A_k и A), которые являются четкими числами.

Определим условные функции принадлежности (7) нечетких чисел (12) и (13). Если функция принадлежности нечеткого числа a_{ij} имеет вид (2), то функции принадлежности чисел, входящих в выражения (12), (13), имеют вид

$$\mu(B_{kj} + a_{ij} A_{ij}^{(k)}) = \mu(\alpha_{ijk}) = \exp \left\{ - \frac{[\alpha_{ijk} - (a_{ij}^{(0)} A_{ij}^{(k)} + B_{kj})]^2}{2\sigma_{ij}^2 (A_{ij}^{(k)})^2} \right\},$$

$$\mu(C_{kj} + a_{ij} A_{ij}) = \mu(\beta_{ijk}) = \exp \left\{ - \frac{[\beta_{ijk} - (a_{ij}^{(0)} A_{ij} + C_{kj})]^2}{2\sigma_{ij}^2 (A_{ij})^2} \right\}.$$

Теперь ясно, что для определения условных функций принадлежности (7) необходимо решить две следующие задачи.

Задано нечеткое число x с гауссовой функцией принадлежности $\mu(x) = \exp \left\{ - \frac{(x - m)^2}{2\sigma^2} \right\}$. Найти функцию принадлежности нечеткого числа $v = 1/x$.

Задана пара нечетких чисел x и y с гауссовыми функциями принадлежности $\mu(x) = \exp \left\{ - \frac{(x - m_x)^2}{2\sigma_x^2} \right\}$, $\mu(y) = \exp \left\{ - \frac{(y - m_y)^2}{2\sigma_y^2} \right\}$. Найти

функцию принадлежности нечеткого числа $z = \frac{x}{y}$.

Решение первой задачи. В соответствии с принципом обобщения [1] функция принадлежности нечеткого результата выполнения унарной операции $v = f(x)$ над нечетким числом x с функцией принадлежности $\mu_x(x)$ имеет вид

$$\mu(v) = \mu_x(f^{-1}(v)).$$

Так как

$$\mu_x(x) = \exp \left\{ - \frac{(x - m_x)^2}{2\sigma_x^2} \right\}, \quad v = \frac{1}{x},$$

то

$$\mu(v) = \exp\left\{-\frac{\left(\frac{1}{v} - m\right)^2}{2\sigma^2}\right\} = \exp\left\{-\frac{(1 - mv)^2}{2\sigma^2 v^2}\right\} = \exp\left\{-\frac{(v - m_v)^2}{2\sigma_v^2 v^2}\right\},$$

$$m_v = \frac{1}{m}, \quad \sigma_v^2 = m^2 \sigma^2. \quad (14)$$

Решение второй задачи. Функция принадлежности нечеткого результата выполнения бинарной операции $z = f(x, y) = x * y$ над нечеткими числами x и y с функциями принадлежности $\mu_x(x)$ и $\mu_y(y)$ соответственно имеет вид [2]

$$\mu(z) = \left[\max_z \{ \mu(z) \} \right]^{-1} \int_{-\infty}^{\infty} \mu_x(t) \mu_y(z \otimes t) dt.$$

В соответствии с этим, если $z = x * y = \frac{x}{y}$,

$$\mu(z) = \left[\max_z \int_{-\infty}^{\infty} \mu_y(y) \mu_x(zy) dy \right]^{-1} \int_{-\infty}^{\infty} \mu_y(y) \mu_x(zy) dy. \quad (15)$$

Вычислим второй сомножитель в выражении (15):

$$\begin{aligned} \int_{-\infty}^{\infty} \mu_y(y) \mu_x(zy) dy &= \int_{-\infty}^{\infty} \exp\left\{-\frac{(y - m_y)^2}{2\sigma_y^2}\right\} \exp\left\{-\frac{(zy - m_x)^2}{2\sigma_x^2}\right\} dy = \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \exp\left\{-\frac{1}{2} \left[\frac{(y - m_y)^2}{\sigma_y^2} + \frac{(zy - m_x)^2}{\sigma_x^2} \right]\right\} dy = \int_{-\infty}^{\infty} \exp\left\{-\frac{1}{2} A(z, y)\right\} dy. \\ A(y, z) &= \frac{1}{\sigma_y^2 \sigma_x^2} (\sigma_x^2 y^2 - 2\sigma_x^2 y m_y + \sigma_x^2 m_y^2 + \sigma_x^2 z^2 y^2 - 2\sigma_y^2 z y m_x + \sigma_y^2 m_x^2) = \\ &= \frac{1}{\sigma_y^2 \sigma_x^2} [y^2 (\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2) - 2y (\sigma_x^2 m_y + \sigma_y^2 z m_x) + \sigma_x^2 m_y^2 + \sigma_y^2 m_x^2] = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&= \frac{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2}{\sigma_y^2 \sigma_x^2} \left[y^2 - 2y \frac{\sigma_x^2 m_y + \sigma_y^2 z m_x}{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2} + \left(\frac{\sigma_x^2 m_y + \sigma_y^2 z m_x}{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2} \right)^2 \right] + \\
&\quad + \frac{\sigma_x^2 m_y^2 + \sigma_y^2 m_x^2}{\sigma_y^2 \sigma_x^2} - \frac{(\sigma_x^2 m_y + \sigma_y^2 z m_x)^2}{(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2) \sigma_y^2 \sigma_x^2} = \\
&= \frac{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2}{\sigma_y^2 \sigma_x^2} (y - a)^2 + \frac{\sigma_x^4 m_y^2 + \sigma_x^2 \sigma_y^2 m_x^2 + \sigma_x^2 \sigma_y^2 z^2 m_y^2 + \sigma_y^4 z^2 m_x^2 - \sigma_x^4 m_y^2}{(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2) \sigma_y^2 \sigma_x^2} - \\
&\quad - \frac{2\sigma_x^2 \sigma_y^2 m_x m_y z - \sigma_y^4 z^2 m_x^2}{(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2) \sigma_y^2 \sigma_x^2} = \frac{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2}{\sigma_y^2 \sigma_x^2} (y - a)^2 + \frac{\sigma_y^2 \sigma_x^2 (m_x^2 - 2m_x m_y z + m_y^2 z^2)}{(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2) \sigma_y^2 \sigma_x^2} = \\
&= \frac{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2}{\sigma_y^2 \sigma_x^2} (y - a)^2 + \frac{(m_x - m_y z)^2}{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2}.
\end{aligned}$$

Тогда

$$\begin{aligned}
\int_{-\infty}^{\infty} \exp \left\{ -\frac{1}{2} A(z, y) \right\} dy &= \int_{-\infty}^{\infty} \exp \left\{ -\frac{(y - a)^2}{2 \frac{\sigma_y^2 \sigma_x^2}{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2}} \right\} \exp \left\{ -\frac{(m_x - m_y z)^2}{2(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2)} \right\} dy = \\
&= \exp \left\{ -\frac{(m_x - m_y z)^2}{2(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2)} \right\} \frac{\sqrt{2\pi} \sigma_x \sigma_y}{(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2)^{1/2}} \times \\
&\quad \times \int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi} \frac{\sigma_x \sigma_y}{(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2)^{1/2}}} \exp \left\{ -\frac{(y - a)^2}{2 \frac{\sigma_y^2 \sigma_x^2}{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2}} \right\} dy = \\
&= \frac{\sqrt{2\pi} \sigma_x \sigma_y}{(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2)^{1/2}} \exp \left\{ -\frac{(m_x - m_y z)^2}{2(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2)} \right\}. \tag{16}
\end{aligned}$$

Максимум (16) достигается при $z = \frac{m_x}{m_y}$ и равен $\frac{\sqrt{2\pi} \sigma_x \sigma_y}{(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2)^{1/2}}$. Поэтому

искомая функция принадлежности имеет вид

$$\mu(z) = \exp \left\{ -\frac{(m_x - m_y z)^2}{2(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2)} \right\} = \exp \left\{ -\frac{\left(z - \frac{m_x}{m_y} \right)^2}{\frac{2}{m_y^2} (\sigma_x^2 + \sigma_y^2 z^2)} \right\}. \tag{17}$$

Соотношения (14) и (17) позволяют записать аналитические выражения для условных функций принадлежности (7). Дальнейшее отыскание безусловных функций принадлежности нечетких чисел x_1, x_2, \dots, x_n , являющихся решением задач (1) - (2), выполняется по формуле (8) непосредственно.

Рассмотрим пример. Пусть задана система двух линейных алгебраических уравнений с двумя неизвестными

$$\begin{aligned} a_{11}x_1 + a_{12}x_2 - a_{13} &= 0, \\ a_{21}x_1 + a_{22}x_2 - a_{23} &= 0. \end{aligned} \quad (18)$$

Зададим параметры системы в виде гауссовых нечетких чисел с функциями принадлежности

$$\begin{aligned} \mu(a_{11}) &= \exp\left\{-\frac{(a_{11} - 5)^2}{2}\right\}, \quad \mu(a_{12}) = \exp\left\{-\frac{(a_{12} - 6)^2}{8}\right\}, \\ \mu(a_{13}) &= \exp\left\{-\frac{(a_{13} - 86)^2}{32}\right\}, \quad \mu(a_{21}) = \exp\left\{-\frac{(a_{21} - 4)^2}{0.5}\right\}, \\ \mu(a_{22}) &= \exp\left\{-\frac{(a_{22} - 3)^2}{2}\right\}, \quad \mu(a_{23}) = \exp\left\{-\frac{(a_{23} - 58)^2}{18}\right\}. \end{aligned}$$

Получим описания функций принадлежности нечетких чисел, задаваемых соотношением (3):

$$\begin{aligned} \mu(z_1) &= \mu(a_{11}x_1 + a_{12}x_2 - a_{13}) = \exp\left\{-\frac{[z_1 - (5x_1 + 6x_2 - 86)]^2}{42}\right\}, \\ \mu(z_2) &= \mu(a_{21}x_1 + a_{22}x_2 - a_{23}) = \exp\left\{-\frac{[z_2 - (4x_1 + 3x_2 - 58)]^2}{20.5}\right\}. \end{aligned}$$

Найдем решение СЛАУ (18), соответствующее модальным значениям параметров. Имеем

$$\begin{aligned} 5x_1 + 6x_2 &= 86, \\ 4x_1 + 3x_2 &= 58. \end{aligned} \quad (19)$$

Решение системы: $x_1 = 10$, $x_2 = 6$.

Сформируем теперь функционал качества решения нечеткой системы уравнений (18). Поскольку в данном случае имеет место

$$\sigma_{13}^2 > \sigma_{11}^2, \quad \sigma_{13}^2 > \sigma_{12}^2, \quad \sigma_{23}^2 > \sigma_{21}^2, \quad \sigma_{23}^2 > \sigma_{22}^2,$$

используем приближенную методику решения задачи. В соответствии с (10) получим

$$\begin{aligned} J &= \sqrt{2\pi} \left[\left(4 + \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4} x_1^2 + \frac{1}{2} x_2^2 \right) + \left(3 + \frac{1}{2} \cdot \frac{0.25}{3} x_1^2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{3} x_2^2 \right) \right] + \\ &+ (5x_1 + 6x_2 - 86)^2 + (4x_1 + 3x_2 - 58)^2 = \\ &= 41.418x_1^2 + 46.67x_2^2 + 84x_1x_2 - 1324x_1 - 1380x_2 + 10760 + 7\sqrt{2\pi}. \end{aligned}$$

Далее

$$\frac{dJ}{dx_1} = 82.836x_1 + 84x_2 - 1324,$$

$$\frac{dJ}{dx_2} = 93.34x_2 + 84x_1 - 1380.$$

Приравнивая производные $\frac{dJ}{dx_1}$ и $\frac{dJ}{dx_2}$ к нулю, получим систему уравнений для отыскания решения задачи. Имеем

$$82.836x_1 + 84x_2 = 1324,$$

$$84x_1 + 93.34x_2 = 1380.$$

Решение системы: $x_1 = 11.336$, $x_2 = 4.583$.

Заметим, что суммарная площадь S тела неопределенности, соответствующая полученному решению, как легко подсчитать, равна $S = 88,792$. Заметим, что площадь тела неопределенности S_0 для набора, являющегося решением системы (19), соответствующей модальным значениям параметров задачи, равна $S = 101.92$.

Понятно, что при конструировании критерия (9) составные его части могут быть взяты с весовыми коэффициентами, учитывающими, если это необходимо, различные и противоречивые требования к искомому решению: с одной стороны, минимальная неопределенность результата, а с другой – максимальное приближение к решению системы уравнений для модальных значений нечетких параметров.

Выводы. Предложены технологии решения системы линейных алгебраических уравнений, параметры которой заданы нечетко. Рассмотрены два разных подхода к решению задачи. Один из них обеспечивает четкое, в оговоренном смысле, решение задачи, а второй позволяет рассчитать функции принадлежности нечеткого решения. Дальнейшие исследования могут быть направлены на разработку методики решения систем нелинейных уравнений с нечетко заданными параметрами.

Список литературы

1. Заде Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений: Пер. с англ. – М.: Мир, 1976. - 165с.
2. Dubois D., Prade H. Fuzzy Sets and Systems: Theory and Applications, Academic Press, San Diego, 1980.-163 p.

Характерные числа в моделях описания производственных систем

НПФ «Технология»

Постановка проблемы

Обширные разделы теории организации, планирования и управления производственным предприятием развиты в рамках простых моделей [1-7]. Однако не всегда поведение реальных производственных систем может быть с достаточной точностью описано с помощью этих простейших моделей [8 - 11]. Различные производственные системы при одних и тех же внешних условиях ведут себя по-разному. Следовательно, одних и тех же уравнений, даже с добавлением соответствующих граничных условий, недостаточно для описания функционирования конкретной производственной системы [12]. Этот факт проявляется в том, что число уравнений меньше числа входящих в них неизвестных, система уравнений незамкнута. Построение замкнутой системы уравнений, описывающей функционирование рассматриваемой производственной среды, связано с поисками дополнительных соотношений между параметрами данной производственной среды. Построить замкнутую систему уравнений – это значит построить математическую модель изучаемой производственной среды.

Анализ публикаций

Построение новых моделей производственных систем связано с экспериментальным изучением организации и технологии производства [1, 8] и вызвано требованиями пятого этапа развития экономической теории [8]. Для построения таких моделей необходимо использовать известные общие принципы механики и физики, например термодинамические соотношения [13]. Полезным оказывается использование вариационных принципов [14,15]. Большая разнообразность и сложность технологии изготовления конечного продукта производственной системы требует строить теорию функционирования производственной системы на базе представления о производственной системе предприятия как совокупности предметов труда, находящихся в разных стадиях технологической обработки [14]. Однако следить за поведением каждого предмета труда (базового продукта производственной системы) из-за их весьма большого количества и вероятностного характера воздействия на базовый продукт технологического оборудования невозможно [12]. Одним из общих методов подхода к исследованию поведения больших систем является довольно развитый аппарат статистической физики. В нем применяется вероятностный подход к изучаемым явлениям и вводятся средние по большому ансамблю частиц характеристики. Данный подход позволяет получить путем агрегирования микропараметров рассматриваемого производства модель функционирования производственной системы с конкретным технологическим процессом в рамках существующего на предприятии производственного оборудования, исключить

подбор из существующих моделей описания производственных систем такую модель, которая наиболее близко соответствует рассматриваемому объекту. При этом с практической точки зрения интересно получить характерные числа для функционирования производственных систем, позволяющие обосновать выбор соответствующей модели описания реального производственного объекта.

Вывод кинетического уравнения производственной системы

Описание систем функционирования современного массового производства может быть представлено в виде стохастического процесса, в ходе которого производственная система переходит из одного состояния в другое [6, с. 178]. Состояние системы можно определить как состояние общего числа N базовых продуктов производственной системы. Под базовым продуктом (или условным изделием [7, с. 183]) будем понимать элемент производственной системы, на который происходит перенос стоимости живого труда, сырья, материалов и орудий труда в ходе его движения по операционной цепочке технологических карт. В ходе такого движения происходит превращение исходного сырья и материалов в готовый продукт путем целенаправленного воздействия общественно полезного труда. Состояние базового продукта будем описывать

микроскопическими величинами (S_j, μ_j) , где S_j (грн) и $\mu_j = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta S_j}{\Delta t}$ (грн/ч) -

соответственно сумма общих затрат и затрат в единицу времени, перенесенные производственной системой на j -й базовый продукт, где $0 < j \leq N$.

Рассматриваемую производственную систему будем характеризовать функцией $J_{II}(t, S_j, \mu_j)$. Функция $J_{II}(t, S_j, \mu_j)$ может быть получена из принципа наименьшего действия, является функцией Лагранжа производственной системы предприятия и для партии базовых продуктов размером N_{part} имеет вид [14]:

$$J_{II}(t, S_j, \mu_j) = \sum_{j=1}^N \frac{a_s \cdot \mu_j^2}{2} - \sum_{j=1}^N \Phi(t, S_j), \quad (1)$$

где a_s - коэффициент пропорциональности, определяющий выбор размерности системы единиц для описания производственной системы; $\Phi(t, S_j)$ - интегральная инженерно-производственная функция предприятия, задаваемая документооборотом предприятия через таблицы норм расхода сырья (материалов), нормативных цен на сырье (материалы), сменных норм и расценок за выполнение работником технологических операций. Тот факт, что функция Лагранжа производственной системы содержит только $S_j(t)$, $\mu_j(t)$, но не более высокие производные, является выражением утверждения, что состояние производственной системы предприятия полностью определяется знанием координат $S_j(t)$ и их скоростей изменения во времени $\mu_j(t)$. Состояние системы в некоторый момент времени будет определено, если определены микроскопические величины $(S_1, \mu_1; \dots; S_N, \mu_N)$, а в любой другой момент времени найдено из уравнений состояния базовых продуктов:

$$\frac{dS_j}{dt} = \mu_j, \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial J_{II}(t, S_j, \mu_j)}{\partial \mu_j} \right) = \frac{\partial J_{II}(t, S_j, \mu_j)}{\partial S_j} = f_j(t, S), \quad (2)$$

где $f_j(t, S)$ - инженерно-производственная функция, характеризующая установленный на предприятии технологический процесс изготовления продукции в соответствии с производственным планом, наличием трудовых ресурсов и оборудования. Однако если количество базовых продуктов N много больше единицы, то решить систему (2) из $2 \cdot N$ -уравнений практически невозможно. Последнее уточнение требует перехода от микроскопического описания производственной системы к макроскопическому с элементами вероятностной природы. Вместо того, чтобы рассматривать состояние производственной системы с микровеличинами $(S_1, \mu_1; \dots; S_N, \mu_N)$, введем соответствующим образом нормированную функцию распределения числа N базовых продуктов в фазовом пространстве (S, μ) . Каждая точка в данном пространстве будет задавать состояние базового продукта. В силу того, что величина $\chi(t, S, \mu) \cdot d\Omega$ представляет собой число базовых продуктов в бесконечно малой ячейке $\Delta\Omega$ фазового пространства (S, μ) , можно по изменению фазовой координаты S и фазовой скорости μ базового продукта со временем судить и об изменении самой функции $\chi(t, S, \mu)$ [16]:

$$\frac{\partial \chi}{\partial t} + \frac{\partial \chi}{\partial S} \cdot \mu + \frac{\partial \chi}{\partial \mu} \cdot f(t, S) = J(t, S, \mu). \quad (3)$$

Уравнение (2) есть кинетическое уравнение для функции распределения $\chi(t, S, \mu)$. Скорость изменения затрат μ базового продукта и функция $f(t, S)$ может быть найдена из системы уравнений состояния центрального базового продукта (1) [14]:

$$\frac{dS}{dt} = \mu, \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial J_{II}(t, S, \mu)}{\partial \mu} \right) = \frac{\partial J_{II}(t, S, \mu)}{\partial S} = f(t, S), \quad (4)$$

$$f(t, S) = -\frac{\partial \Phi(t, S)}{\partial S} \approx \left(\frac{[\chi]_{1\psi} \cdot k_\psi}{[\chi]_0} \right) \cdot \frac{\partial}{\partial S} \left(\frac{[\chi]_{1\psi} \cdot k_\psi}{[\chi]_0} \right) + 0 \left(\frac{P \cdot [\chi]_0}{([\chi]_{1\psi} \cdot k_\psi)^2} \right),$$

где $[\chi]_{1\psi}$ - производительность работы технологического оборудования, усредненная по единичному производственному участку; k_ψ - коэффициент

загрузки оборудования [7, 16]; $0 \left(\frac{P \cdot [\chi]_0}{([\chi]_{1\psi} \cdot k_\psi)^2} \right)$ - члены более высокого порядка

малости, определяемые отношением величины дисперсии P потока базовых продуктов плотности $[\chi]_0$ к производительности работы $[\chi]_{1\psi} \cdot k_\psi$ технологического оборудования.

Генераторная функция $J(t, S, \mu)$ определяется плотностью размещения оборудования вдоль технологической цепочки и его техническими характеристиками [12], стремится при $t \rightarrow \infty$ свести начальное распределение базовых продуктов по скоростям изменения затрат к состоянию с равновесной функцией распределения в соответствии с технологическим процессом. Функция $\chi(t, S, \mu)$ является нормированной:

$$\int_0^{\infty} dS \cdot \int_0^{\infty} d\mu \cdot \chi(t, S, \mu) = N. \quad (5)$$

Условие нормировки (5) представляет собой закон сохранения количества базовых продуктов, находящихся в производственном процессе. Инженерно-производственная функция $f(t, S)$ определяется из сводного графика технологического процесса. По своему смыслу инженерно-производственная функция представляет собой некий аналог силы, перемещающий базовый продукт вдоль технологической цепочки производственного процесса. При таком перемещении на базовый продукт оказывается воздействие со стороны орудий труда (оборудования). Таким образом, происходит увеличение затрат, перенесенных на базовый продукт при его движении вдоль технологической цепочки производственного процесса. Оборудование воздействует на базовый продукт, изменяя его качественно и количественно. Можно говорить только о вероятности того, что после воздействия со стороны технологического оборудования базовый продукт будет находиться в том или ином состоянии. Процесс воздействия со стороны технологического оборудования на базовый продукт обозначаем как $[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]$, где μ и $\tilde{\mu}$ - соответственно скорости изменения затрат, которые несет базовый продукт до и после воздействия. Полное же количество базовых продуктов, находящихся в единице объема фазового пространства и испытавших в единицу времени воздействие со стороны технологического оборудования, можно написать в виде произведения потока базовых продуктов $\chi(t, S, \mu) \cdot \mu$ на вероятность для каждого из них испытать воздействие $[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]$ в некотором малом элементе $d\Omega$ фазового пространства (S, μ) . Что касается вероятности испытать воздействие $[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]$, то можно, по крайней мере, утверждать, что такая вероятность пропорциональна плотности расположения оборудования $\lambda_{оборуд}$ вдоль технологической цепочки. Таким образом, число базовых продуктов, испытавших в единицу времени воздействие со стороны технологического оборудования и принявших значения в пределах $(\tilde{\mu}; \tilde{\mu} + d\tilde{\mu})$, можно записать в виде

$$\psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}] \cdot \lambda_{оборуд} \cdot \mu \cdot \chi(t, S, \mu) \cdot d\tilde{\mu} \cdot dS \cdot d\mu, \quad (6)$$

где $\psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]$ - функция, определяемая паспортными данными работы технологического оборудования. Некоторые свойства этой функции могут быть получены из весьма общих соображений, если представить, что полная вероятность перехода в любое состояние равна единице:

$$\int_0^{\infty} \psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}] \cdot d\tilde{\mu} = 1 \quad (\text{нулевой момент функции } \psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]), \quad (7)$$

а производительность работы оборудования $[\chi]_{1\psi}$ и среднее квадратичное отклонение σ_{ψ}^2 могут быть определены через первый и второй моменты функции работы технологического оборудования $\psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]$:

$$\int_0^{\infty} \psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}] \cdot \tilde{\mu} \cdot d\tilde{\mu} = \mu_{\psi} = \left(\frac{[\chi]_{1\psi} \cdot k_{\psi}}{[\chi]_0} \right) \quad (\text{первый момент функции } \psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]),$$

$$\int_0^{\infty} \psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}] \cdot \tilde{\mu}^2 \cdot d\tilde{\mu} = \mu_{\psi}^2 + \sigma_{\psi}^2 \quad (\text{второй момент функции } \psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]). \quad (8)$$

Первый момент функции работы технологического оборудования $\psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]$ характеризует зависимость скорости изменения затрат при прохождении базовым продуктом единицы технологического оборудования, второй – среднее квадратичное отклонение скорости изменения затрат при прохождении базовым продуктом единицы технологического оборудования от своего среднего значения μ_{ψ} , определяемого характеристиками оборудования и особенностями технологического процесса.

Наряду с переходом базовых продуктов $[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]$ в элемент объема $dS \cdot d\mu$ поступают базовые продукты из объема $dS \cdot d\tilde{\mu}$ посредством обратного перехода $\psi[\tilde{\mu} \rightarrow \mu]$ в количестве

$$\psi[\tilde{\mu} \rightarrow \mu] \cdot \lambda_{\text{оборуд}} \cdot \tilde{\mu} \cdot \chi(t, S, \tilde{\mu}) \cdot d\tilde{\mu} \cdot dS \cdot d\mu, \quad (9)$$

а общее число базовых продуктов в элементе объема $d\Omega$ изменяется в единицу времени на величину

$$d\Omega \cdot J = d\Omega \cdot \lambda_{\text{оборуд}} \cdot \int_0^{\infty} \{ \psi[\tilde{\mu} \rightarrow \mu] \cdot \tilde{\mu} \cdot \chi(t, S, \tilde{\mu}) - \psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}] \cdot \mu \cdot \chi(t, S, \mu) \} d\tilde{\mu}. \quad (10)$$

Принимая во внимание нормировочное свойство (7) функции $\psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}]$, уравнение (3) можно представить в виде

$$\frac{\partial \chi}{\partial t} + \frac{\partial \chi}{\partial S} \cdot \mu + \frac{\partial \chi}{\partial \mu} \cdot f(t, S) = \lambda_{\text{оборуд}} \cdot \left\{ \int_0^{\infty} [\psi[\tilde{\mu} \rightarrow \mu] \cdot \tilde{\mu} \cdot \chi(t, S, \tilde{\mu})] \cdot d\tilde{\mu} - \mu \cdot \chi \right\}. \quad (11)$$

В большинстве интересных с практической точки зрения случаев функция $\psi[\tilde{\mu} \rightarrow \mu]$ не зависит от состояния базового продукта до испытания воздействия $\tilde{\mu}$ со стороны технологического оборудования, что приводит к упрощению интегро-дифференциального уравнения (11):

$$\frac{\partial \chi}{\partial t} + \frac{\partial \chi}{\partial S} \cdot \mu + \frac{\partial \chi}{\partial \mu} \cdot f(t, S) = \lambda_{\text{оборуд}} \cdot \{ \psi[\tilde{\mu} \rightarrow \mu] \cdot [\chi]_{1\psi} - \mu \cdot \chi \}. \quad (12)$$

Нулевой $\int_0^{\infty} d\mu \cdot \chi(t, S, \mu) = [\chi]_0$ и первый $\int_0^{\infty} d\mu \cdot \mu \cdot \chi(t, S, \mu) = [\chi]_1$ моменты

функции распределения имеют простую производственную интерпретацию: заделы базовых продуктов и их темп движения вдоль технологической цепочки. С помощью моментов функции распределения можно записать систему уравнений для описания макровеличин производственной системы.

Безразмерные характерные числа производственной системы

Решение уравнения относительно функции распределения базовых продуктов по скоростям изменения затрат $\chi(t, S, \mu)$ в фазовом пространстве (S, μ) связано со значительными трудностями, и первый шаг анализа должен состоять в исследовании порядка величин различных слагаемых уравнения (11). Обозначим через τ , η , ξ характерные время, скорость изменения затрат и шаг по переменной S . Введем безразмерные переменные \hat{t} , \hat{S} , $\hat{\mu}$, связанные с переменными τ , η , ξ следующим образом:

$$t = \tau \cdot \hat{t}; \quad S = \xi \cdot \hat{S}; \quad \mu = \xi \cdot \hat{\mu}; \quad J(\chi, \chi) = \langle \lambda_{\text{оборуд}} \rangle \cdot \eta \cdot \hat{J}(\chi, \chi), \quad (13)$$

где $\langle \lambda_{\text{оборуд}} \rangle$ - характерная плотность расположения оборудования вдоль технологической цепочки производственного процесса. Тогда кинетическое уравнение производственной системы (11) принимает вид

$$\left[\frac{\partial \chi}{\tau \cdot \partial \hat{t}} + \frac{\partial \chi}{\xi \cdot \partial \hat{S}} \cdot \eta \cdot \hat{\mu} + \frac{\partial \chi}{\eta \cdot \partial \hat{\mu}} \cdot \frac{\eta \cdot d\hat{\mu}}{\tau \cdot \partial \hat{t}} \right] = \langle \lambda_{\text{оборуд}} \rangle \cdot \eta \cdot \hat{J}(\chi, \chi). \quad (14)$$

Разделим слагаемые выше написанного приближенного равенства на $\eta \cdot \xi^{-1}$:

$$\frac{\eta}{\xi \cdot \langle \lambda_{\text{оборуд}} \rangle} \cdot \left[\frac{\xi \cdot \partial \chi}{\eta \cdot \tau \cdot \partial \hat{t}} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{S}} \cdot \hat{\mu} + \frac{\xi \cdot \partial \chi}{\eta \cdot \tau \cdot \partial \hat{\mu}} \cdot \frac{d\hat{\mu}}{\partial \hat{t}} \right] = \eta \cdot \hat{J}(\chi, \chi), \quad (15)$$

и после сокращения на η получим

$$\frac{1}{\xi \cdot \langle \lambda_{\text{оборуд}} \rangle} \cdot \left[\frac{\xi \cdot \partial \chi}{\eta \cdot \tau \cdot \partial \hat{t}} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{S}} \cdot \hat{\mu} + \frac{\xi \cdot \partial \chi}{\eta \cdot \tau \cdot \partial \hat{\mu}} \cdot \frac{d\hat{\mu}}{\partial \hat{t}} \right] = \hat{J}(\chi, \chi). \quad (16)$$

Введем обозначения

$$K_v = \frac{\left[\frac{1}{\langle \lambda_{\text{оборуд}} \rangle} \right]}{\xi}, \quad P_m = \frac{\xi}{\tau \cdot \eta}, \quad (17)$$

с учетом которых кинетическое уравнение производственной системы (11) примет вид

$$K_v \cdot \left[P_m \cdot \frac{\partial \chi}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{S}} \cdot \hat{\mu} + P_m \cdot \frac{\partial \chi}{\partial \hat{\mu}} \cdot \frac{d\hat{\mu}}{d\hat{t}} \right] = \hat{J}(\chi, \chi). \quad (18)$$

В предельных случаях вид кинетического уравнения производственной системы (18) представлен в табл. 1.

Таблица 1. Вид кинетического уравнения производственной системы в нулевом приближении по малому параметру $\varepsilon(K_v, P_m) \rightarrow 0$ относительно равновесного состояния производственной системы

	$P_m \rightarrow 0$	$P_m \rightarrow 1$	$P_m \rightarrow \infty$
$K_v \rightarrow 0$ $\varepsilon \approx K_v$	$\frac{\partial \chi}{\partial \hat{S}} \cdot \hat{\mu} = 0,$ $\hat{J}(\chi, \chi) = 0$	$\frac{\partial \chi}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{S}} \cdot \hat{\mu} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{\mu}} \cdot \frac{d\hat{\mu}}{d\hat{t}} = 0,$ $\hat{J}(\chi, \chi) = 0$	$\frac{\partial \chi}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{\mu}} \cdot \frac{d\hat{\mu}}{d\hat{t}} = 0$ $\hat{J}(\chi, \chi) = 0$
$K_v \rightarrow 1$	$\frac{\partial \chi}{\partial \hat{S}} \cdot \hat{\mu} = \hat{J}$	$\frac{\partial \chi}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{S}} \cdot \hat{\mu} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{\mu}} \cdot \frac{d\hat{\mu}}{d\hat{t}} = \hat{J}$	$\frac{\partial \chi}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{\mu}} \cdot \frac{d\hat{\mu}}{d\hat{t}} = \hat{J}$
$K_v \rightarrow \infty$ $\varepsilon \approx 1/K_v$	$\frac{\partial \chi}{\partial \hat{S}} \cdot \hat{\mu} = 0,$	$\frac{\partial \chi}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{S}} \cdot \hat{\mu} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{\mu}} \cdot \frac{d\hat{\mu}}{d\hat{t}} = 0,$	$\frac{\partial \chi}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial \chi}{\partial \hat{\mu}} \cdot \frac{d\hat{\mu}}{d\hat{t}} = 0$

Умножив кинетические уравнения в табл. 1 соответственно на $1, \mu, \frac{\mu^2}{2}$ и проинтегрировав по всему диапазону μ , получим уравнения балансов макропараметров производственной системы [16] в нулевом приближении по малому параметру $\varepsilon(K_v, P_m) \rightarrow 0$ относительно равновесного состояния, которые представлены в табл. 2. Данная таблица показывает, что вид уравнений макропараметров производственной системы, описывающих функционирование технологического процесса, зависит от характерных чисел производственной системы.

В качестве τ, ξ, η (характерные время, шаг по переменной S и скорость изменения затрат) могут быть взяты время производственного цикла $T_d, \tau = T_d$, средняя себестоимость базового продукта $S_d, \xi = S_d$, и средняя скорость изменения затрат за период производственного цикла $\eta_d, \eta_d = \eta$.

Величина $\frac{1}{\langle \lambda_{оборуд} \rangle} = L_d$ есть среднее перенесение затрат на базовый продукт

между единицами оборудования (или длина свободного перемещения базового продукта между технологическими воздействиями). Тогда характерные числа

Таблица 2. Вид уравнений балансов макропараметров производственной системы в нулевом приближении по малому параметру $\varepsilon(K_v, P_m) \rightarrow 0$ относительно равновесного состояния производственной системы

	$P_m \rightarrow 0$	$P_m \rightarrow 1$	$P_m \rightarrow \infty$
$K_v \rightarrow 0$ $\varepsilon \approx K_v$	$\frac{\partial[\chi]_1}{\partial S} = 0,$ $\frac{\partial[\chi]_2}{\partial S} = 0,$ $\frac{\partial[\chi]_3}{\partial S} = 0$	$\frac{\partial[\chi]_0}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_1}{\partial S} = 0,$ $\frac{\partial[\chi]_1}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_2}{\partial S} = f(t, S) \cdot [\chi]_0,$ $\frac{\partial[\chi]_2}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_3}{\partial S} = f(t, S) \cdot [\chi]_1$	$\frac{\partial[\chi]_0}{\partial t} = 0,$ $\frac{\partial[\chi]_1}{\partial t} = f(t, S) \cdot [\chi]_0,$ $\frac{1}{2} \cdot \frac{\partial[\chi]_2}{\partial t} = f(t, S) \cdot [\chi]_1$
$\bar{J}(\chi, \chi) = 0 \Rightarrow \{\psi[\tilde{\mu} \rightarrow \mu] \cdot [\chi]_1 - \mu \cdot \chi\} = 0$			
$K_v \rightarrow 1$	$\frac{\partial[\chi]_1}{\partial S} = \int_0^\infty d\mu \cdot J,$ $\frac{\partial[\chi]_2}{\partial S} = \int_0^\infty d\mu \cdot \mu \cdot J$ $\frac{\partial[\chi]_3}{\partial S} = \int_0^\infty d\mu \cdot \mu^2 \cdot J$	$\frac{\partial[\chi]_0}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_1}{\partial S} = \int_0^\infty d\mu \cdot J,$ $\frac{\partial[\chi]_1}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_2}{\partial S} =$ $= f(t, S) \cdot [\chi]_0 + \int_0^\infty d\mu \cdot \mu \cdot J,$ $\frac{\partial[\chi]_2}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_3}{\partial S} =$ $= 2 \cdot f(t, S) \cdot [\chi]_1 + \int_0^\infty d\mu \cdot \mu^2 \cdot J$	$\frac{\partial[\chi]_0}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_1}{\partial S} = \int_0^\infty d\mu \cdot J,$ $\frac{\partial[\chi]_1}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_2}{\partial S} = \int_0^\infty d\mu \cdot \mu \cdot J,$ $\frac{\partial[\chi]_2}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_3}{\partial S} = \int_0^\infty d\mu \cdot \mu^2 \cdot J$
$K_v \rightarrow \infty$ $\varepsilon \approx 1/K_v$	$\frac{\partial[\chi]_1}{\partial S} = 0,$ $\frac{\partial[\chi]_2}{\partial S} = 0,$ $\frac{\partial[\chi]_3}{\partial S} = 0$	$\frac{\partial[\chi]_0}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_1}{\partial S} = 0,$ $\frac{\partial[\chi]_1}{\partial t} + \frac{\partial[\chi]_2}{\partial S} =$ $= f(t, S) \cdot [\chi]_0,$ $\frac{1}{2} \cdot \frac{\partial[\chi]_2}{\partial t} + \frac{1}{2} \cdot \frac{\partial[\chi]_3}{\partial S} =$ $= f(t, S) \cdot [\chi]_1$	$\frac{\partial[\chi]_0}{\partial t} = 0,$ $\frac{\partial[\chi]_1}{\partial t} = f(t, S) \cdot [\chi]_0,$ $\frac{1}{2} \cdot \frac{\partial[\chi]_2}{\partial t} = f(t, S) \cdot [\chi]_1$
<p>Функция распределения базовых продуктов по скоростям изменения затрат $\chi(t, S, \mu)$ в нулевом приближении по $\varepsilon(K_v, P_m) \rightarrow 0$ не зависит от функции $\psi[\tilde{\mu} \rightarrow \mu]$, описывающей работу технологического оборудования</p>			

производственной системы примут вид:

$$K_v = \frac{L_d}{S_d}, \quad P_m = \frac{S_d}{T_d \cdot \eta_d} \quad (19)$$

Подстановка значений времени производственного цикла T_d , средней себестоимости базового продукта S_d , средней скорости изменения затрат за период производственного цикла η_d и средней плотности расположения оборудования вдоль технологической цепочки $\langle \lambda_{оборуд} \rangle$ в выражения для характерных чисел производственной системы (19) дает возможность обосновать выбор модели описания функционирования производственной системы. Данную оценку следует воспринимать скорее как качественную, чем количественную. Однако такой подход обладает тем преимуществом, что позволяет легко сравнивать результаты, соответствующие различным микромоделям, так как уравнение относительно функции распределения базовых продуктов по скоростям изменения затрат $\chi(t, S, \mu)$ (11) в фазовом пространстве (S, μ) , будучи выраженное через макроизмеряемые величины τ, η, ξ , не зависит от вида интеграла

$$\lambda_{оборуд} \cdot \int_0^{\infty} [\psi[\tilde{\mu} \rightarrow \mu] \cdot \tilde{\mu} \cdot \chi(t, S, \tilde{\mu}) - \psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}] \cdot \mu \cdot \chi(t, S, \mu)] \cdot d\tilde{\mu},$$

и может быть представлено в виде уравнения относительно функции распределения базовых продуктов по скоростям изменения затрат через макроизмеряемые величины τ, η, ξ :

$$\frac{\partial \chi}{\partial t} + \frac{\partial \chi}{\partial S} \cdot \mu + \frac{\partial \chi}{\partial \mu} \cdot f(t, S) \approx \lambda_{оборуд} \cdot \eta \cdot [\chi - \chi_0]. \quad (20)$$

При $[\chi - \chi_0] = 0$ имеем случай равновесного состояния производственной системы, для которого справедливо тождество

$$J(\chi_0, \chi_0) = 0. \quad (21)$$

Значение характерного числа K_v изменяется в пределах от нуля до бесконечности, и предусматривают два предельных случая: $K_v \rightarrow 0$ и $K_v \rightarrow \infty$. Эти два случая описывают ситуации, относящиеся к предельно малым и предельно большим изменениям затрат базового продукта между двумя основными операциями.

Класс производственных систем, для которых качественная оценка состояния дает значения коэффициентов $K_v \ll 1$, $P_m \approx 1$, соответствует плотному потоку базовых продуктов вдоль технологической цепочки производственного процесса с высокой концентрацией технологического оборудования. Случай $K_v \gg 1$, $P_m \approx 1$ соответствует производственному процессу, у которого, как правило, малая плотность обрабатывающего оборудования ($\lambda_{оборуд} \rightarrow 0$) вдоль цепочки технологического процесса

изготовления базового продукта. Тем самым, базовый продукт проходит большой путь между основными операциями, находясь в свободном, необрабатываемом состоянии, свободно перемещается вдоль технологической цепочки. Под свободным перемещением будем понимать такое движение базового продукта вдоль технологической цепочки производственного процесса, при котором перенос затрат на базовый продукт происходит наперед заданным способом, определяемым инженерно-производственной функцией технологического процесса $f(t, S)$ без наличия отклонения скорости изменения затрат от своего среднего значения. Такой перенос характеризуется функцией $\psi[\mu \rightarrow \tilde{\mu}] = \psi[\mu \rightarrow \mu]$, т.е. после технологической обработки скорость изменения затрат, отнесенных на базовый продукт, может принимать только значение, определенное паспортом оборудования, без каких-то отклонений от паспортной величины.

Вывод

Модель функционирования производственных систем может быть оценена характерными числами. Характерные числа дают качественную оценку функционирования производственного процесса, позволяют подобрать для описания реальной производственной системы соответствующую систему уравнений балансов макроскопических параметров производственной системы (см. табл. 2). Конкретный вид генераторной функции функционирующей производственной системы в случае, близком к равновесному состоянию, может быть заменен через значения времени производственного цикла T_d , средней себестоимости базового продукта S_d , средней скорости изменения затрат за период производственного цикла η_d и средней плотности расположения оборудования вдоль технологической цепочки $\langle \lambda_{оборуд} \rangle$ характерных чисел производственной системы. Такой подход дает возможность обосновать выбор модели описания функционирования производственной системы. Оценку выбора модели следует воспринимать скорее как качественную, чем количественную. Однако такой подход обладает тем преимуществом, что позволяет легко сравнивать результаты, соответствующие различным микромоделям.

Материалы публикации рассмотрены и проработаны в рамках совместных семинаров кафедры «Экономической кибернетики и прикладной экономики» ХНУ им. В.Н.Каразина, кафедры «Теоретической Ядерной Физики» ХНУ им. В.Н.Каразина и «Производственного Отдела» НПФ «Технология» ООО, г.Харьков.

Автор искренне признателен и благодарен профессорам ХНУ им. В.Н.Каразина В.Г.Михаленко, Н.П.Дидиченко, А.А.Дубровину, В.П.Демуцкому и В.Д.Ходусову за обсуждение материалов и ценные замечания при подготовке статьи.

Список литературы

1. Форрестер Дж. Основы кибернетики предприятия. М.: Прогресс, 1961.- 341с.
2. Балашевич В.А. Математические методы в управлении производством. – Минск: Вышэйш. шк., 1976. – 334 с.
3. Басовский Л.Е., Протасьев В.Б. Управление качеством. – М.: ИНФРА-М, 2004. - 212 с.
4. Курс для высшего управленческого персонала. – М.: Экономика, 1970. – 807 с.
5. Леонтьев В.В. Исследование структуры американской экономики. – М.: Гос. стат. изд-во, 1958. - 640 с.
6. Прыткин Б.В. Техничко-экономический анализ производства. – М.: ЮНИТИ-ДАНА, 2000. – 399 с.
7. Летенко В.А., Родионов Б.Н. Организация, планирование и управление машиностроительным предприятием: В 2 ч. - М.: Высш. шк., 1979. - Ч. 2: Внутризаводское планирование. – 232 с.
8. Занг В.-Б. Синергетическая экономика. . – М.: Мир, 1999 – 335 с.
9. Рушицкий Я.Я., Мілованов Т. С. Модифікована модель Філіпса-Лоренца для економічної системи (корпорації фірм) із стабільним капіталом // Доп. Нац. акад. наук України. – 1996. - N12. - С. 36 - 40.
10. Гончар Н.С. Информационная модель в экономике// Тез.докл. Междунар. конф. НАНУ «Статистическая физика: Общие проблемы и новые применения», Л., 2005. - С.33.
11. Чернавский Д.С., Старков Н.И., Щербаков А.В. О проблемах физической экономики // Успехи физических наук. - 2002. – т. 172. - N12. - С.1045 - 1066.
12. Демуцкий В.П., Пигнастая В.С., Пигнастый О.М. Теория предприятия: Устойчивость функционирования массового производства и продвижения продукции на рынок. - Х.: ХНУ, 2003 .- 272 с.
13. Юхновский И.Р. Термодинамические аналогии в экономике// Тез.докл. Междунар. конф. НАНУ «Статистическая физика: Общие проблемы и новые применения», Л., 2005. - С.51.
14. Пигнастый О.М. Инженерно-производственная функция предприятия серийным или массовым выпуском продукции// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ» - 2005. – Вып. 42(3) .–С.111 -117.
15. Пигнастый О.М. Об особенностях построения моделей, описывающих функционирование производственных систем авиационно-космической промышленности // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ» - 2005. – Вып. 43(4) .–С.120 - 136.
16. Демуцкий В.П., Пигнастая В.С., Пигнастый О.М. Стохастическое описание экономико-производственных систем с массовым выпуском продукции // Доп. Нац. акад. наук України. - 2005. – N7. – С. 66 - 71

Анализ применения ценовых скидок при продажах самолетов

Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова

Ведущие самолетостроительные компании мира при продажах самолетов используют систему скидок с прейскурантных цен как форму конкурентной борьбы. Целью применения скидок является проникновение на перспективные рынки, привлечение и удержание покупателей, увеличение объемов продаж. Уровень скидок, как показывает статистика [10,11,12], определяется объемом заказа и может достигать 20 - 50% прейскурантной цены (табл. 1).

Таблица 1

Фирмы, предоставившие скидки	Авиакомпании, получившие скидки	Размер заказа и уровень скидок
Airbus	EasyJet	120 самолетов A319 - 50% скидка
	Air France, Emirates, ILFC, Qantas, SIA, Virgin	Стартовым заказчиком самолета A380 - 30% скидка
	SAA	56 самолетов - A340, A319, A320 - 20 – 30 %
Boeing	Ryanair	100 самолетов Boeing 737-800 - 50% скидка
	ANA	50 самолетов Boeing 7E7 – 20 – 30 % скидка
Bombardier	Тендер Utair	20 –30 % скидка
Embraer	SAA Link	25-30% скидка

Нестабильность на мировом рынке авиационной техники в связи с событиями 11 сентября 2001 года привела к значительному снижению спроса на авиаперевозки и выбросу большого количества самолетов с 5-10 – летним сроком службы на рынок. Это стало причиной обострения ценовой конкуренции между отечественными и западными производителями на рынках стран СНГ, которая выражается в сопоставимом уровне рыночных цен:

- новых западных и отечественных самолетов при использовании иностранными фирмами скидок, несмотря на разницу в прейскурантных ценах в размере 25-30%;
- подержанной западной авиатехники по сравнению с новой отечественной.

Для авиапромышленности стран СНГ острая ценовая конкуренция может привести к снижению спроса на новые отечественные самолеты. Кроме того, за последние 2-3 года наблюдается устойчивый рост потребности в авиаперевозках в странах СНГ, и ведущие авиакомпании стали рассматривать возможность приобретения западной авиатехники. Планируемое в будущем снижение защитных таможенных пошлин до 12 – 14 % на импорт западной авиатехники по

сравнению с 20 % в настоящее время приведет в перспективе к еще большей ценовой конкуренции с иностранными производителями.

Вышеназванные факторы диктуют необходимость использования зарубежного опыта по скидкам при продвижении новых авиационных программ в странах СНГ (Ту-334, Ан-148, RRJ).

Заявляемый западными самолетостроительными компаниями уровень скидок требует критического рассмотрения данного механизма, оценки эффективности продаж самолетов при его использовании, определения источников компенсации убытков.

Возможны следующие объяснения уровня и механизма использования скидок:

- наличие у компаний, использующих скидки, достаточных финансовых ликвидных ресурсов для компенсации убытков от снижения цен;
- возможность компенсации потерь за счет других видов деятельности, например, связанных с эксплуатацией самолетов, а именно: получение доходов от услуг по техническому обслуживанию и ремонту авиатехники;
- наличие эластичного спроса по цене на авиатехнику, приводящего при снижении цен к существенному увеличению объемов продаж и выручки, что в конечном итоге ведет к компенсации потерь производителей самолетов.

Все перечисленные факторы могут оказывать совместное влияние на финансовое положение производителей самолетов и служить основой механизма использования скидок.

Методам рыночного ценообразования и использования скидок посвящены работы многих исследователей [1, 5, 7, 9]. В специализированных зарубежных средствах массовой информации публикуется достаточно много сообщений об использовании иностранными самолетостроительными фирмами ценовых скидок при поставках самолетов, однако вопросы эффективности этого механизма и методы его применения при продажах самолетов освещены недостаточно полно.

В настоящей работе для исследования проблем применения ценовых скидок был использован метод построения прогнозных сценариев, предполагающий выбор базового критерия и оценку влияния на него основных факторов [2]. Базовым критерием оценки был принят показатель общей рентабельности продаж, определяемый как отношение суммарной прибыли к общей выручке от продаж самолетов. Исследование основывалось на оценке влияния различных уровней цен самолетов (прейскурантная цена, цены со скидками) и объемов производства на рентабельность продаж самолетов. Исходными данными для создания расчетной модели и исследования механизма ценовых скидок служили: общая программа выпуска самолетов, период производства, количество линий сборки, прейскурантная цена, цены со скидками, размеры партий самолетов, стоимость материалов, покупных комплектующих изделий (ПКИ), двигателей, трудоемкость сборки самолетов и стоимость трудовых ресурсов, другие параметры, необходимые для оценки себестоимости производства.

Допущениями расчетной модели являлись следующие фиксированные параметры: валютный курс, ставки налогов и сборов, стоимость трудовых ресурсов, материалов, ПКИ, двигателей. Предполагалось, что объем производства эквивалентен объемам продаж при полной и своевременной оплате

поставок самолетов. Анализ выполнялся на основе данных по самолету Ан-148-100.

Исследование проводилось при фиксированном общем объеме продаж и при условии, что использование ценовых скидок приведет к увеличению выручки за счет эластичности спроса по цене самолетов. При проведении расчетов учитывалось действие только производственных факторов.

Результаты проведенных исследований подтвердили возможность использования заявляемого зарубежными компаниями уровня скидок (20-50 % от преysкурантной цены) при положительной рентабельности продаж применительно к ограниченным партиям самолетов и показали следующее:

- неэффективность для производителя самолетов использования заявляемого уровня скидок от преysкурантной цены применительно к общей программе выпуска;
- зависимость уровня скидок от размеров партий самолетов, к которым они применяются, при одинаковом уровне рентабельности (для небольшой партии самолетов можно использовать более высокие скидки, чем для более крупной партии) (табл. 2);
- влияние уровня скидок и размеров партии самолетов, к которым они применяются, на рентабельность продаж;
- высокие ценовые скидки (20-50 %) для ограниченной партии самолетов не ведут к значительному снижению рентабельности продаж при фиксированной общей программе выпуска; при этом обеспечивается рентабельность на уровне, существующем в западных самолетостроительных компаниях (общая рентабельность продаж четырех ведущих авиакосмических компаний в 2000-2001 годах составляла для Boeing – 7 %, для EADS – 6 %, для Lockheed Martin - 4-5 %, для BAЕ Systems – 6-5 % [3]);
- зависимость рентабельности продаж, размеров партий самолетов и уровня применяемых к ним ценовых скидок от роста объемов продаж;
- возможность компенсации рентабельности продаж при использовании ценовых скидок за счет роста объемов продаж и выручки, снижения себестоимости производства, уменьшения трудоемкости изготовления каждой последующей единицы продукции (эффект освоения производства).

Таблица ценовых скидок рассчитанна при условии увеличения программы выпуска для постоянного уровня рентабельности.

Таблица 2

Партия самолетов, шт.	Доля скидки от базовой цены самолета, %
20	38
30	25
40	19
50	15
60	13
200	2,5

Проведенное исследование позволяет разработать стратегию использования заводами-изготовителями ценовых скидок и дифференцированного подхода при установке цен для различных заказчиков самолетов в зависимости от объема и важности заказа и применять ее при продвижении на рынок новых отечественных самолетов. Для привлечения и удержания ведущих авиакомпаний стран СНГ, стартового (“важного”) заказчика, приобретающих крупные партии самолетов, следует использовать высокий уровень скидок от базовой цены. При относительно небольших заказах необходимо применять базовые (прейскурантные) цены.

Результаты исследования подтвердили возможность использования заявляемого уровня скидок с учетом только производственных факторов. Их применение в самолетостроительной промышленности СНГ позволит:

- обеспечить опережающее проникновение на рынки стран СНГ новых отечественных самолетов;
- обеспечить конкурентные преимущества новым отечественным самолетам как на начальном этапе ввода в эксплуатацию, так и на более поздних этапах производства и поставок самолетов в авиакомпании по сравнению с самолетами-аналогами при участии в тендерах на поставку крупных партий самолетов;
- обеспечить рост продаж новых отечественных самолетов и ускорить выход самолетостроительной промышленности из кризиса;
- привлечь крупных потенциальных покупателей.

Предложенная система скидок может быть применима также при поставках дорогостоящих двигателей и авионики для новых отечественных самолетов.

Список литературы

1. Методическое пособие по рыночному ценообразованию. М.: Инфра-М, 1992.
2. Макконнелл К.Р., Брю С.Л. Экономикс: Принципы, проблемы и политика. /Пер. с англ.- М.: Республика, 1993. –Т.1:
3. Производство пассажирских и транспортных самолетов. // Техническая информация УкрНИАТ: Под ред. Г.А. Кривога. – К., 2002.
4. Ващекин Н.П. О системе маркетинговой информации. //Маркетинг. – 1996.
5. Фишер С. Экономика. – М.: Дело, 1999.
6. Четыркин Е.М. Методы финансовых и коммерческих расчетов. – М.: Дело, 1992.
7. Федоровский В. Конкуренция: достижение и удержание превосходства. Николаев: НПЦ “Эолис”, 2001.
8. Методы снижения издержек производства. / Под ред. Б.И. Майданчика – М.: Экономика, 1987.
9. Котлер Ф. Основы маркетинга. – М.: Прогресс, 1990.
10. Аэрокосмические новости, 2001-2004.
11. Авиарынок, 2001-2003.
12. Экономика воздушного транспорта, Экспресс-информация, 2002-2004.

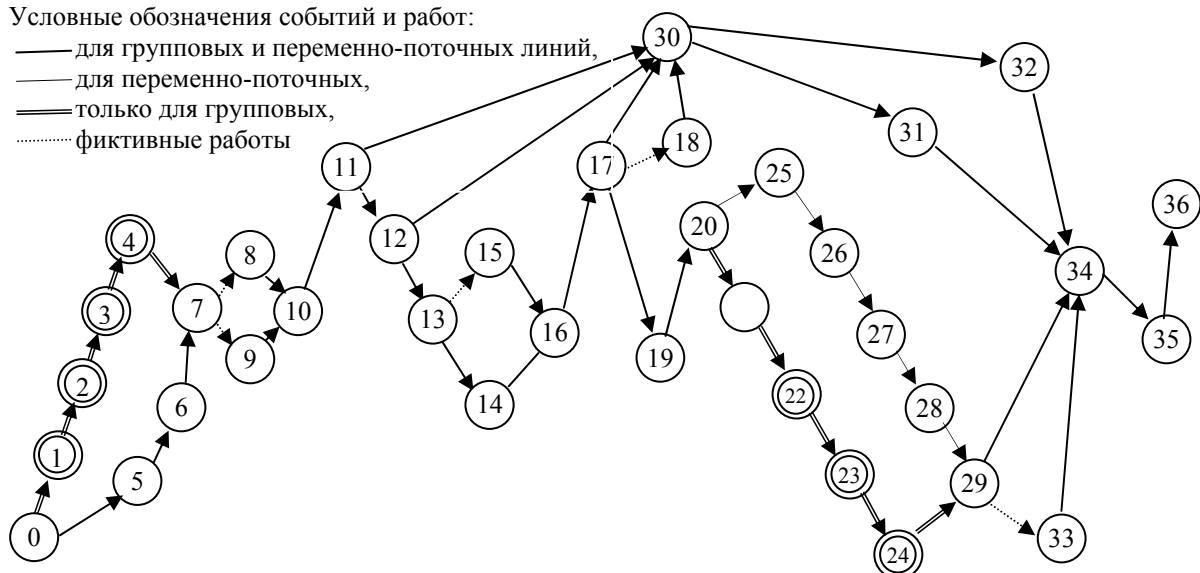
Экономическое обоснование выбора вида поточных линий с применением сетевых графиков

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

От правильного выбора того или иного вида поточных линий в значительной степени будет зависеть экономическая эффективность их работы. При проектировании однономенклатурных поточных линий одним из главных критериев выбора является коэффициент загрузки. Сложнее проводить выбор вида многономенклатурных поточных линий. Это подтверждается также и опытом многих харьковских заводов. Например, на заводах транспортного машиностроения им. Малышева, на станкостроительном им. Косиора, «Свет шахтера», где были внедрены даже такие прогрессивные виды поточных линий, как групповые, экономическая эффективность оказалась значительно ниже предполагаемой. А на электромеханическом заводе, где были внедрены две групповые поточные линии, они оказались экономически невыгодными и в настоящее время действуют как переменнo-поточные.

Условные обозначения событий и работ:

- для групповых и переменнo-поточных линий,
- для переменнo-поточных,
- == только для групповых,
- фиктивные работы



Сетевой график выбора вида многономенклатурных поточных линий

Анализ внедрения многономенклатурных поточных линий, проведенный на многих машиностроительных заводах Харькова, выявил следующие недостатки. При выборе вида поточных линий мало учитываются конкретные производственно-технические условия предприятия; возможности экономического обоснования и приобретения недостающего оборудования и оснастки к необходимому сроку; связь предприятия с научно-исследовательскими институтами и лабораториями, занимающимися вопросами проектирования поточных линий; сроки смены объекта производства, обеспеченность рабочей силой и другие условия. Все это в значительной степени определяет затраты на проектирование линий и сроки их внедрения, особенно там, где происходит относительно быстрая смена объектов производства. Поточная линия должна окупиться до замены продукции новой. Выбор вида поточных линий проводится, как правило, без предварительного экономиче-

ского обоснования, которое осуществляется лишь после проектирования и даже внедрения этих линий. И когда в процессе эксплуатации выявляется их недостаточная эффективность или даже убыточность, завод несет дополнительные расходы на перестройку или полную ликвидацию поточных линий. Это особенно недопустимо в условиях рыночной экономики.

Для устранения этих недостатков и экономически обоснованного выбора вида поточных линий предлагается использовать сетевой график (см. рисунок) в упрощенном виде. В таблице приводится часть перечня событий и работ по выбору групповых и переменнo-поточных линий, начиная от подготовки задания на выбор вида поточных линий и кончая этапом опробования и сдачи линии в эксплуатацию. Сетевой график можно решать как по затратам, так и во времени.

№ п/п	Содержание работ	Индекс		Групповая поточная линия		Переменно-поточная линия	
		событий	работ	трудоемкость	затраты	трудоемкость	затраты
1	Дано задание на выбор вида поточной линии	0	-	-	-	-	-
2	Определено количество деталей, охватываемое классификатором	1	0-1	4	38	-	-
3	Закончена непосредственно классификация деталей	2	1-2	11	149	-	-
4	Классификатор утвержден	3	2-3	3	14	-	-
5	Окончена разработка групповых технологических процессов	4	3-4	277	22500	-	-
6	Сделан подбор деталей для переменнo-поточной линии	5	0-5	-	-	2	114
7	Окончена разработка индивидуальных технологических процессов	6	5-6	-	-	183	14903
25	Составлена циклограмма обработки деталей на поточной линии	24	23-24	8	42	-	-
26	Определена длительность производственного цикла изготовления деталей	25	20-25	-	-	13	62
27	Окончен расчет нормативных величин заделов	26	25-26	-	-	16	77
36	Окончено обучение рабочих новой организации и новыми приемам работы	35	34-35	5	29	4	19
37	Закончено опробование и сдача линии в эксплуатацию	36	35-36	12	57	10	48

Часто перед внедрением поточных линий стоит конкретная цель: повышение производительности труда, снижение себестоимости выпускаемой продукции, высвобождение основных фондов и оборотных средств, сокращение длительности производственного цикла и др. Выбирая определенный путь данного графика, можно разрешить и эти задачи.

В данном примере рассмотрены минимально возможные события и работы до начала эксплуатации линии. Таким же образом разработан аналогичный график на время эксплуатации поточной линии. На основе совместного анализа предпроизводственных и эксплуатационных затрат (в денежном выражении или во времени) и расчета экономической эффективности, выбирается тот или иной вид поточных линий.

Пример. На одном машиностроительном заводе все детали типа втулок изготавливают в разных механических цехах и участках партиями от 5 до 20 шт. по индивидуальной технологии с использованием индивидуальной оснастки. В целях улучшения организации производства и получения экономической эффективности предлагается в одном из цехов создать групповую или переменную-поточную линию.

В качестве главных показателей сравнительной экономической эффективности применяют разность приведенных затрат и срок окупаемости. В первую очередь подсчитывают длительность внедрения поточной линии. Некоторые виды работ приводятся для примера в таблице. Трудоемкость выполнения работ и затраты берут по данным заводов, отраслевым и общемашиностроительным нормативам с учетом конкретных условий завода. Длительность выполнения работ в таблице указана в рабочих днях с учетом количества одновременно работающих.

Критический путь внедрения групповой поточной линии равен 655 дням и проходит через такие события: 0 — 1 — 2 — 3 — 4 — 7 — 9 — 10 — 11 — 12 — 13 — 15 — 17 — 20 — 21 — 22 — 23 — 24 — 29 — 33 — 34 — 35 — 36.

Критический путь внедрения переменную-поточной линии равен 516 дням и проходит через такие события: 0 — 5 — 6 — 7 — 9 — 10 — 11 — 12 — 13 — 14 — 16 — 17 — 19 — 20 — 25 — 26 — 27 — 28 — 29 — 33 — 34 — 35 — 36.

При необходимости рабочие дни переводят в календарные.

Большинство указанных затрат являются текущими затратами научно-исследовательских институтов и организаций на создание поточных линий. Однако при определении экономической эффективности эти затраты выступают как единовременные и поэтому учитываются в составе капитальных вложений, принимаемых к расчету по вариантам.

Приведенные затраты равны

$$П = C \times O + E_n \times K \text{ грн,}$$

где $П$ — годовые приведенные затраты по одному варианту;

O — годовая программа выпускаемых изделий;

C — средняя себестоимость изготовления единицы изделия;

K — капитальные затраты для данного варианта;

E_n — соответствующий нормативный коэффициент экономической эффективности;

$П_1$ — приведенные затраты по существующему варианту;

Π_2 — приведенные затраты при внедрении групповой поточной линии;

Π_3 — приведенные затраты при внедрении переменного-поточной линии;

$$\Pi_1 = 5,8 \times 80000 + 0,2 \times 28600 = 469720 \text{ грн,}$$

$$\Pi_2 = 4,9 \times 80000 + 0,2 \times 63435 = 404687 \text{ грн,}$$

$$\Pi_3 = 5,4 \times 80000 + 0,2 \times 54152 = 442830 \text{ грн.}$$

Приведенный годовой экономический эффект \mathcal{E} равен: для групповой поточной линии —

$$\mathcal{E}_1 = \Pi_1 - \Pi_2 = 469720 - 404687 = 65033 \text{ грн;}$$

для переменного-поточной линии —

$$\mathcal{E}_2 = \Pi_1 - \Pi_3 = 469720 - 442830 = 26830 \text{ грн.}$$

Определяем срок окупаемости T для групповой поточной линии T_1 и для переменного-поточной линии T_2 по формуле

$$T = \frac{K_2 - K_1}{(C_1 - C_2) \times O} \text{ год,}$$

$$T_1 = \frac{63435 - 228600}{(5,8 - 4,9) \times 80000} = 0,48 \text{ года,}$$

$$T_2 = \frac{54152 - 28600}{(5,8 - 5,4) \times 80000} = 0,79 \text{ года.}$$

Таким образом, более выгодным является вариант создания групповой поточной линии, так как экономия на приведенных затратах составляет 65 033 грн, а срок окупаемости - 0,48 года. Кроме того, групповые поточные линии обладают многими другими преимуществами по сравнению с переменными-поточными, о чем указывалось выше.

Необходимо также произвести анализ сетевого графика, например, определить возможность сокращения срока разработки групповых технологических процессов; сделать экономическое обоснование применения универсально-сборных приспособлений вместо специальных и универсальных и др.

Применение сетевого графика значительно ускорит внедрение многономенклатурных поточных линий в серийном машиностроении и обеспечит рентабельность их работы. А заложив необходимые данные в ПЭВМ, можно оперативно выбрать из многих вариантов наиболее эффективный вид поточной линии.

Список литературы

1. Бабушкин А.И. Экономика предприятия: Учеб. пособие – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 449 с.
2. Парамонов Ф.И. Механизация и автоматизация управления серийным производством. – М.: Машиностроение, 1998. – 280 с.
3. Прогрессивные методы технологической подготовки серийного производства. / Под ред. д-ра техн. наук С.П.Митрофанова. – П.: Машиностроение, 1991. – 304 с.
4. Волков В.П., Ильин А.И., Станкевич В.И. Экономика предприятия: Учеб. пособие / Под общ. ред. А.И.Ильина, В.П.Волкова. – СПб.: Новое знание, 2003. – 677 с.

Методика определения характеристик общего НДС силовых элементов прицепа

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

Метод конечных элементов является мощным и эффективным средством для анализа НДС инженерных конструкций. В силу универсальности и удобства реализации метода на ЭВМ в виде различных программ инженерного анализа (ANSYS, NASTRAN, ABAQUS, COSMOS и др.) он получил широкое распространение среди инженеров и научных работников при анализе поведения реальных конструкций [1]. Проведение натурных испытаний конструкции при проектировании всегда связано с большими финансовыми затратами и трудоемкостью проведения работ. Поэтому численный эксперимент, отражающий реальное поведение конструкции под действием приложенных нагрузок является эффективным решением на этапе проектирования изделия. Виртуальный эксперимент позволяет моделировать различные расчетные случаи, отражающие реальные условия нагружения, а также анализировать комбинации расчетных случаев. При этом трудоемкость и стоимость работ на этапе разработки изделия значительно снижаются. Еще одним преимуществом метода является возможность внесения изменений в конструкцию в соответствии с результатами расчета еще до момента начала изготовления.

Целью данной статьи является разработка методики определения характеристик общего НДС силовых элементов прицепа, которая включает в себя следующие этапы:

1. Разработка конструкции прицепа. Создание мастер-геометрии.
2. Выбор и обоснование расчетной схемы силовых элементов прицепа.
3. Определение расчетных случаев нагружения несущей конструкции и сцепного устройства прицепа.
4. Создание конечно-элементной модели основных силовых элементов прицепа.
5. Выполнение расчета и анализ полученного результата.
6. Разработка рекомендации конструкторам для изменения геометрических параметров силовых элементов прицепа.

Прицеп предназначен для перевозки надувных моторных лодок в составе автопоезда (рис. 1). Несущая конструкция прицепа представляет собой балочную конструкцию, состоящую из силовой Т-образной рамы, платформы с системой опорных роликов и переднего опорного узла с лебедкой.

Габаритные размеры прицепа: 3791 мм×1869 мм×1285 мм.

Масса прицепа – 180 кг. Масса лодки с двигателем – 72 кг.

Тип прицепа – одноосный, не оборудованный тормозной системой.

Конструкция прицепа сборная, основные типы соединений: разъемные (болтовые и с помощью шпилек) и неразъемные (точечная сварка).

Основные силовые элементы прицепа изготовлены из стали 20 ГОСТ 1050-88.

Материал крепежных элементов – сталь 45 ГОСТ 1050-88.

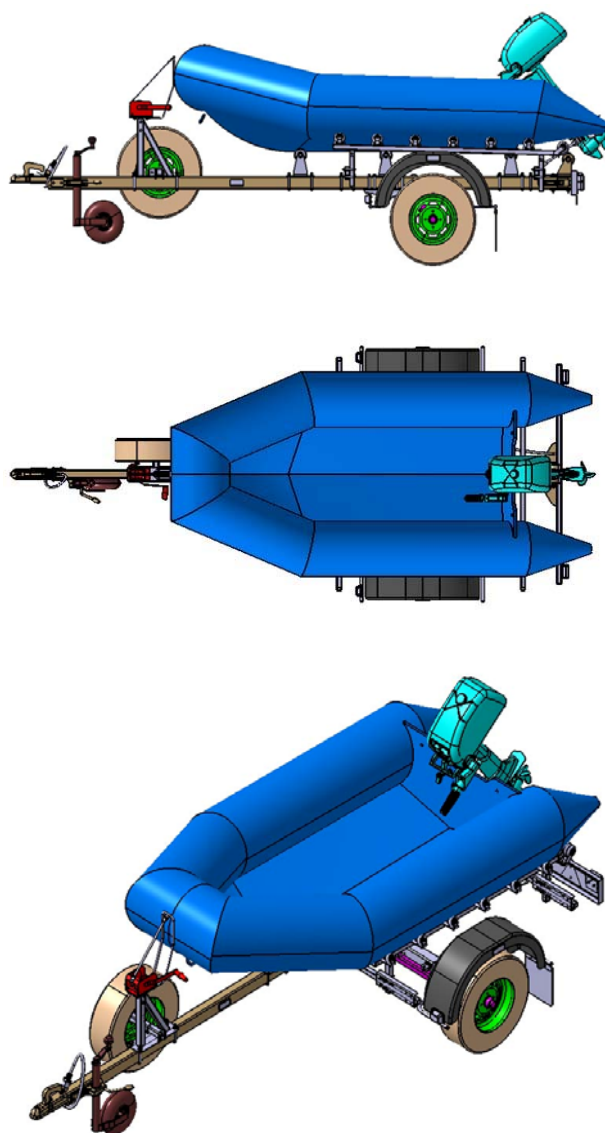


Рис. 1. Общий вид прицепа

Т-образная силовая рама состоит из центральной продольной балки (дышло) с замковым устройством и поперечной балки, соединенной с дышлом через косынку, имеющую ребра жесткости, с помощью четырех П-образных шпилек диаметром 12 мм, изготовленных из стали 45 ГОСТ 1050-88, закаленной до 37,5 ... 45 HRCэ. К поперечной балке крепится ось с колесами с помощью четырех болтов диаметром 12 мм, устанавливаемых в отверстия в кронштейнах навески, приваренных к поперечной балке. На дышле расположены: опорная стойка с носовым колесом, передний опорный узел с лебедкой и запасное колесо. Также на дышле установлены: 4 кронштейна с центральными опорными роликами, кронштейн крепления двигателя и силовые накладки (передняя и задняя), к которым приварены поперечные балки платформы. Кронштейны с опорными роликами крепятся к дышлу с помощью П-образных шпилек диаметром 10 мм.

Платформа с системой опорных роликов представляет собой систему продольных, поперечных балок и стоек квадратного сечения 30×30 мм, изготовленных из листового материала, толщиной 3 мм. На продольных балках расположены 7 кронштейнов с опорными роликами (с каждой стороны).

Лодка размещена на платформе и опирается на ролики, расположенные на боковых продольных балках и дышле, а также на передний опорный узел.

Крепление лодки на прицепе осуществляется в четырех точках с помощью ремней, привязываемых к петлям, приваренным к боковым продольным балкам. Двигатель дополнительно поддерживается тягой, прикрепленной к проушине, приваренной к дышлу.

Расчетный объект (рис. 2) представляет собой пространственную раму, состоящую из набора продольных, поперечных балок и стоек.

Конструкция закреплена в трех точках – по шаровой поверхности сцепного устройства (линейные перемещения по трем направлениям X, Y и Z равны 0) и по опорным площадкам кронштейнов навески оси с колесами (в зависимости от расчетного случая ограничивают перемещения по соответствующим направлениям).

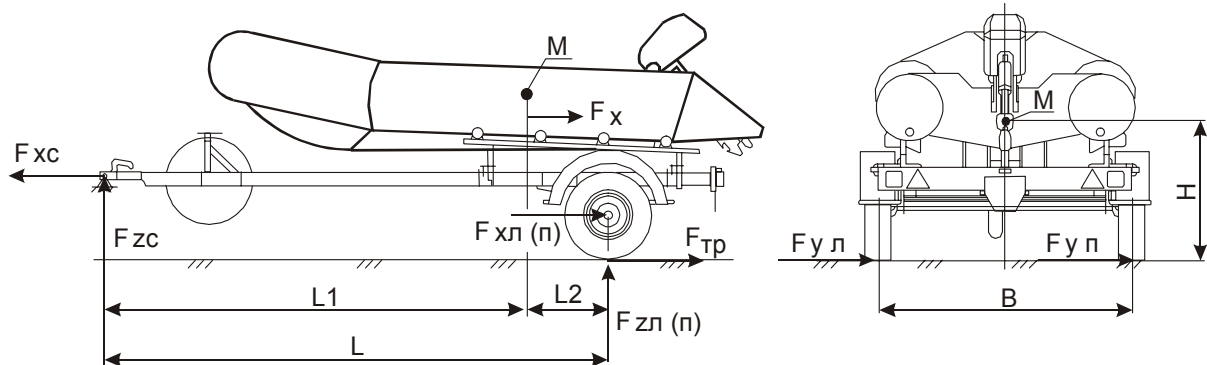


Рис. 2. Расчетная схема

Проанализировав рассчитываемый объект, была выбрана следующая расчетная схема. Несущая конструкция моделируется в виде балок, оболочек и системы сосредоточенных масс. Для моделирования связей между силовыми элементами конструкции используются контактные элементы. Такой подход позволяет получить требуемую детализацию конструкции и качественно оценить перемещения и напряжения в силовых элементах, значительно снизив при этом затраты по созданию конечно-элементной модели и время выполнения расчета.

Для выбранной расчетной схемы несущей конструкции были рассмотрены следующие расчетные случаи.

1. Вертикальные нагрузки

1.1. Вертикальные симметричные нагрузки

Максимальные вертикальные симметричные нагрузки возникают при одновременном наезде на препятствие задней оси автомобиля тягача и оси прицепа, в этом случае на несущую систему прицепа и сцепное устройство действует максимальная вертикальная нагрузка, а горизонтальная и продольная принимаются равными нулю:

$$F_{zc} = K_{\partial z} \cdot g \cdot m_n \cdot \frac{L_2}{L}; \quad [\text{H}] \quad (1.1)$$

$$F_{zi} = F_{zn} = \frac{1}{2} K_{\partial z} \cdot g \cdot m_n \cdot \frac{L_1}{L}, \quad [\text{H}] \quad (1.2)$$

где F_{zc} , F_{zi} , F_{zn} - вертикальные нагрузки соответственно на сцепное устройство, левое и правое колеса, Н;

$K_{\partial z}$ - безразмерный динамический коэффициент, для случая эксплуатации прицепа по грунтовым дорогам в составе автопоезда с тягачом повышенной проходимости $K_{\partial z} = 2.75$ [3];

g - ускорение свободного падения, $g = 9,81 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$;

m_n - полная масса прицепа, кг;

L - база прицепа, м; L_1 , L_2 - расстояния до центра масс, м.

1.2. Вертикальные несимметричные нагрузки

Максимальные вертикальные несимметричные нагрузки возникают при одновременном наезде на препятствие задней оси автомобиля тягача и оси прицепа, причем одно из колес прицепа отрывается от поверхности дороги, в этом случае на одно из колес прицепа (допустим левое) и сцепное устройство действует максимальная вертикальная нагрузка. Горизонтальная и продольная нагрузки, а также вертикальная на другое колесо считаются равными нулю. В этом случае как допущение принимается, что координаты центра масс не изменяются:

$$F_{zi} = K_{\partial z} \cdot g \cdot m_n \cdot \frac{L_1}{L}, \quad [\text{H}] \quad (1.3)$$

В схеме нагружения фиксируется шарнир сцепного устройства.

2. Продольные нагрузки

Продольные нагрузки возникают вследствие экстренного торможения автомобиля тягача и в случае наезда на препятствие высотой близкой к нормированной. Последний случай вызывает значительно большие нагрузки, поэтому будем рассматривать именно его.

2.1. Продольные симметричные нагрузки

Возникают в случае одновременного наезда обоих колес оси прицепа на препятствие. В этом случае боковые силы считаются равными нулю, вертикальные рассчитываются по формулам (1.1) – (1.2), продольные нагрузки равны:

$$F_{xi} = F_{xn} = \frac{1}{2} \cdot K_{\partial z} \cdot g \cdot m_n \cdot \frac{L_1}{L} \cdot \text{ctg} \theta; \quad [\text{H}] \quad (2.1)$$

$$F_{xc} = K_{\partial z} \cdot g \cdot m_n \cdot \frac{L_1}{L} \cdot \text{ctg} \theta; \quad [\text{H}] \quad (2.2)$$

$$\theta = \arcsin[1 - (\frac{H_r}{r_d})], \quad [\text{рад}] \quad (2.3)$$

где H_r - нормированная высота неровности, для данного типа транспортного средства $H_r = 0,2\text{м}$ [3];

r_d - динамический радиус шин, определяемый по каталогу шин, для шин 165/70R13 $r_d = 0,291\text{м}$ [2].

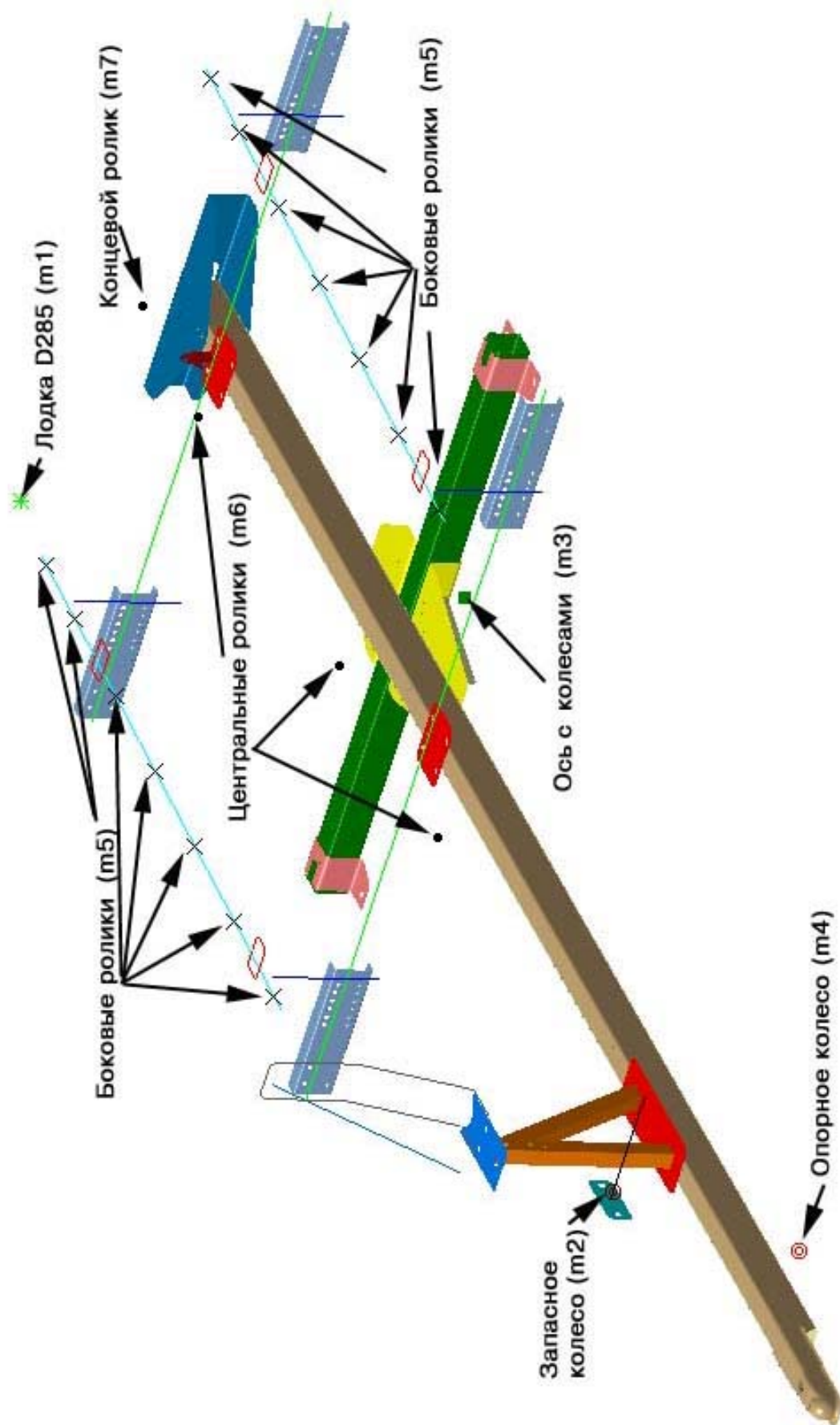


Рис. 3. Расчетная модель

2.2. Продольные несимметричные нагрузки.

Возникают в случае наезда одного из колес оси прицепа (допустим левого) на препятствие и фиксации шарнира сцепного устройства. В этом случае боковые силы считаются равными нулю, вертикальная рассчитывается по формуле (1.2), продольная нагрузка на правое колесо равна нулю, а на левое

$$F_{x1} = K_{\partial z} \cdot g \cdot m_n \cdot \frac{L_1}{L} \cdot \operatorname{ctg} \theta; \quad [\text{H}] \quad (2.4)$$

3. Боковые нагрузки

Боковые нагрузки возникают при сносе оси прицепа или при боковом столкновении с препятствием и фиксации шарнира сцепного устройства.

3.1. Боковые нагрузки при сносе оси прицепа

В этом случае продольная нагрузка считается равной нулю, а остальные рассчитываются по формулам:

$$F_{z1} = g \cdot m_n \cdot \frac{L_1}{L} \cdot (0,5 + \frac{H \cdot \varphi_y}{B}); \quad [\text{H}] \quad (3.1)$$

$$F_{z2} = g \cdot m_n \cdot \frac{L_1}{L} \cdot (0,5 - \frac{H \cdot \varphi_y}{B}); \quad [\text{H}] \quad (3.2)$$

$$F_{y1} = F_{z1} \cdot \varphi_y; \quad [\text{H}] \quad (3.3)$$

$$F_{y2} = F_{z2} \cdot \varphi_y; \quad [\text{H}] \quad (3.4)$$

где H - высота центра масс, м;

B - колея прицепа, м;

φ_y - коэффициент сцепления шин с дорогой в поперечном направлении,

$\varphi_y = 1,0$ [3].

3.2. Боковые нагрузки при боковом столкновении с препятствием

В этом случае продольная нагрузка принимается равной нулю, а остальные рассчитываются по формулам:

$$F_{z1} = F_{z2} = \frac{1}{2} \cdot g \cdot m_n \cdot \frac{L_1}{L}; \quad [\text{H}] \quad (3.5)$$

$$F_{y1} = F_{z1} \cdot K_{\partial y}; \quad [\text{H}] \quad (3.6)$$

$$F_{y2} = F_{z2} \cdot K_{\partial y}; \quad [\text{H}] \quad (3.7)$$

где $K_{\partial y}$ - коэффициент динамической нагрузки при боковом столкновении с препятствием, $K_{\partial y} = 0,85$ [4].

В соответствии с выбранной расчетной схемой и расчетными случаями нагружения несущей конструкции была построена конечно-элементная модель (см. рис. 3).

Конечно-элементная модель прицепа состоит из 27443 элементов упругих оболочек SHELL63, 592 балочных элементов BEAM188, 1 стержневого элемента LINK180, 22 элементов MASS21 и 9665 контактных элементов TARGE170, CONTA173 и CONTA175.

Материал балок и пластин – сталь 20 ГОСТ 1050-88. Модуль упругости $E=2.1 \times 10^5$ МПа, коэффициент Пуассона 0.3, плотность 7800 кг/м^3 [5].

Для выбранной расчетной модели и указанных выше расчетных случаев проведен расчет несущей конструкции.

В результате выполнения расчетов были определены величины перемещений и действующие напряжения в конструкции, а также рассчитаны усилия в шарнире сцепного устройства и по опорным площадкам кронштейнов навески оси колес.

Результаты расчета усилий для всех расчетных случаев сведены в таблицу.

Номер расчетного случая	Сцепное устройство			Опора колеса (правая или левая)		
	Fx, Н	Fy, Н	Fz, Н	Fx, Н	Fy, Н	Fz, Н
1	-	-	546,74	-	-	2995,5
2			597,2			5868,8
3	-4198,1	-	893,71	-1115,3	-	2824,4
4	-5844,6	-	846,31	-621,38	-	2852,2
5	-	-296,32	546,66	-	3212,9	2584

Для качественной оценки величины перемещений и напряжений в рассчитываемых элементах конструкции прицепа распределение данных величин представлено в графическом виде для рассматриваемых расчетных случаев (рис. 4 – 6).

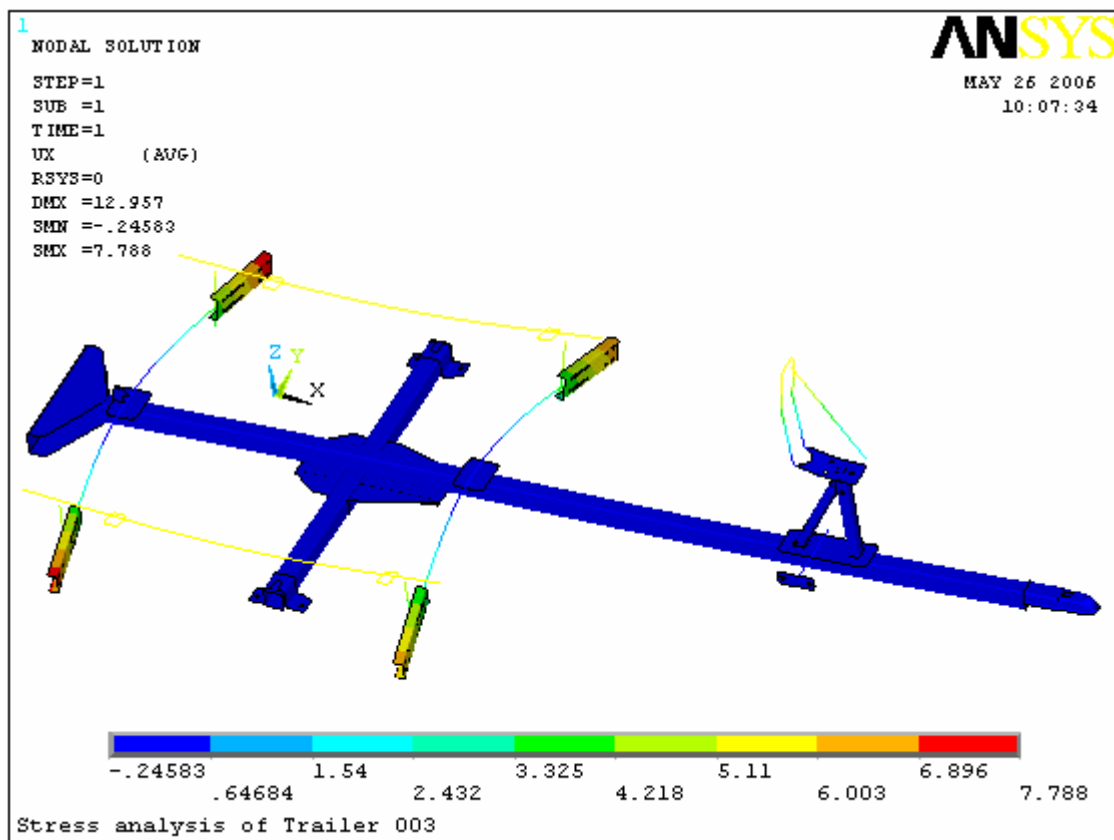


Рис. 4. Характер распределения продольных перемещений U_x в несущей конструкции прицепа (мм) (расчетный случай 4)

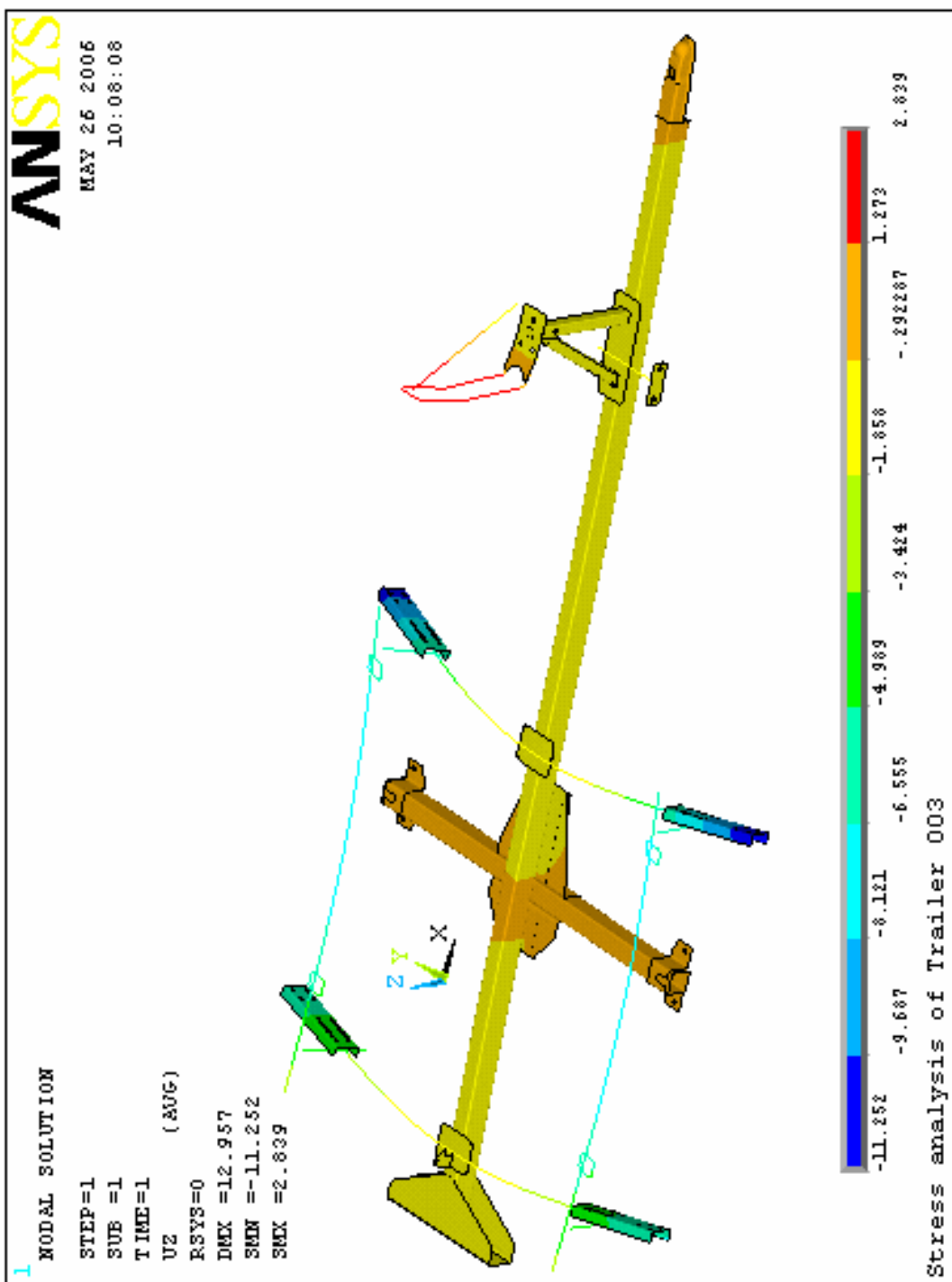


Рис. 5. Характер распределения вертикальных перемещений Uz в несущей конструкции прицепа (мм) (расчетный случай 4)

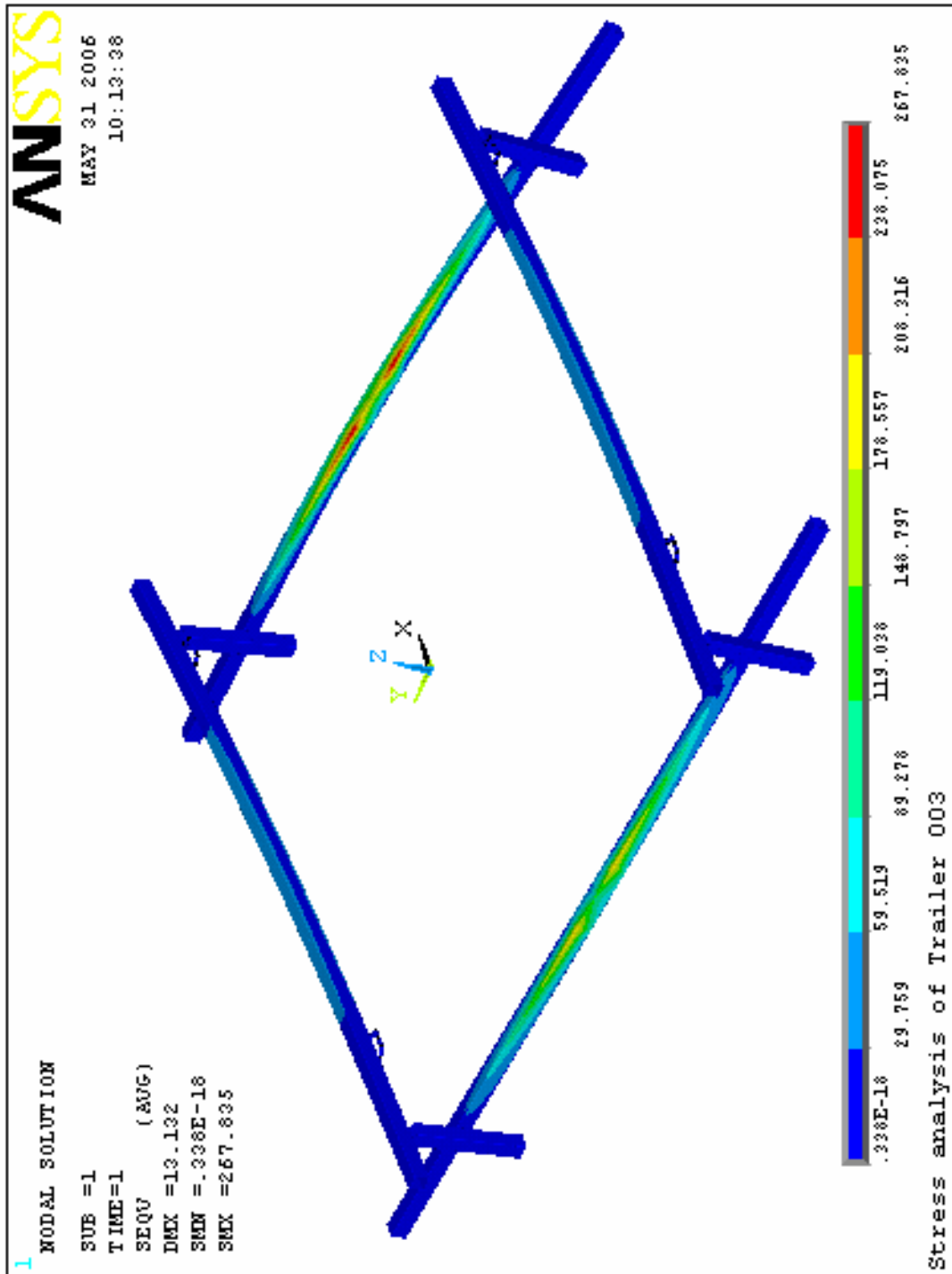


Рис. 6. Характер распределения эквивалентных напряжений Мизеса σ_e в балках платформы (МПа) (расчетный случай 4)

Для количественной оценки величины перемещений и напряжений в рассчитываемых элементах конструкции прицепа были построены графики изменения данных величин по длине соответствующих элементов.

Графики изменения перемещений по длине балок для всех расчетных случаев представлены на рис. 7 – 9.

На рис. 10, 11 показаны графики распределения эквивалентных напряжений по длине в силовых элементах прицепа (дышло и задняя поперечная балка платформы).

Примечание. На графиках (см. рис. 7 – 11) по оси абсцисс отложена длина соответствующей балки. При построении графиков изменения перемещений по длине дышла, расчетной схемой которой является оболочечная модель, значения перемещений определялось в узлах, расположенных на верхней поверхности в вертикальной плоскости симметрии балки (см. рис. 10). При построении графиков изменения эквивалентных напряжений по длине дышла ось абсцисс проходит через точку в сечении балки, в которой эквивалентное напряжение имеет максимальное значение.

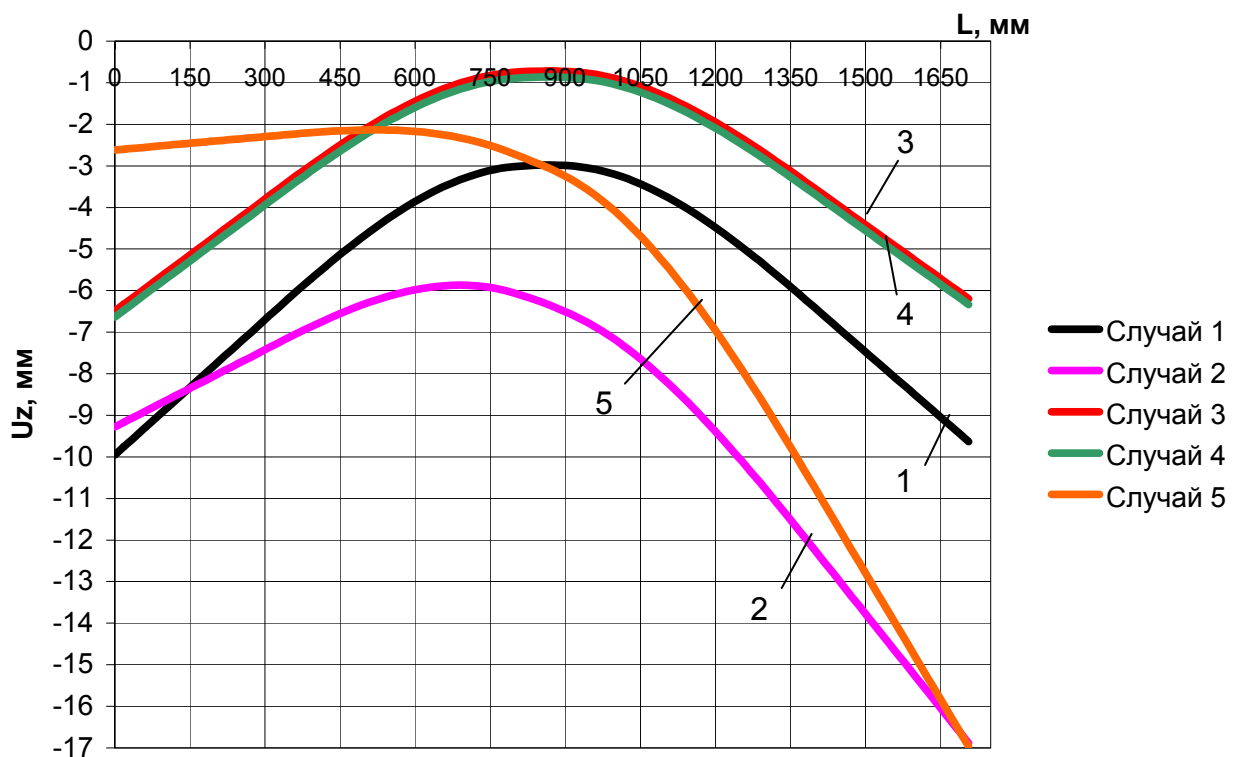


Рис. 7. Изменение перемещения U_z по длине задней поперечной балки

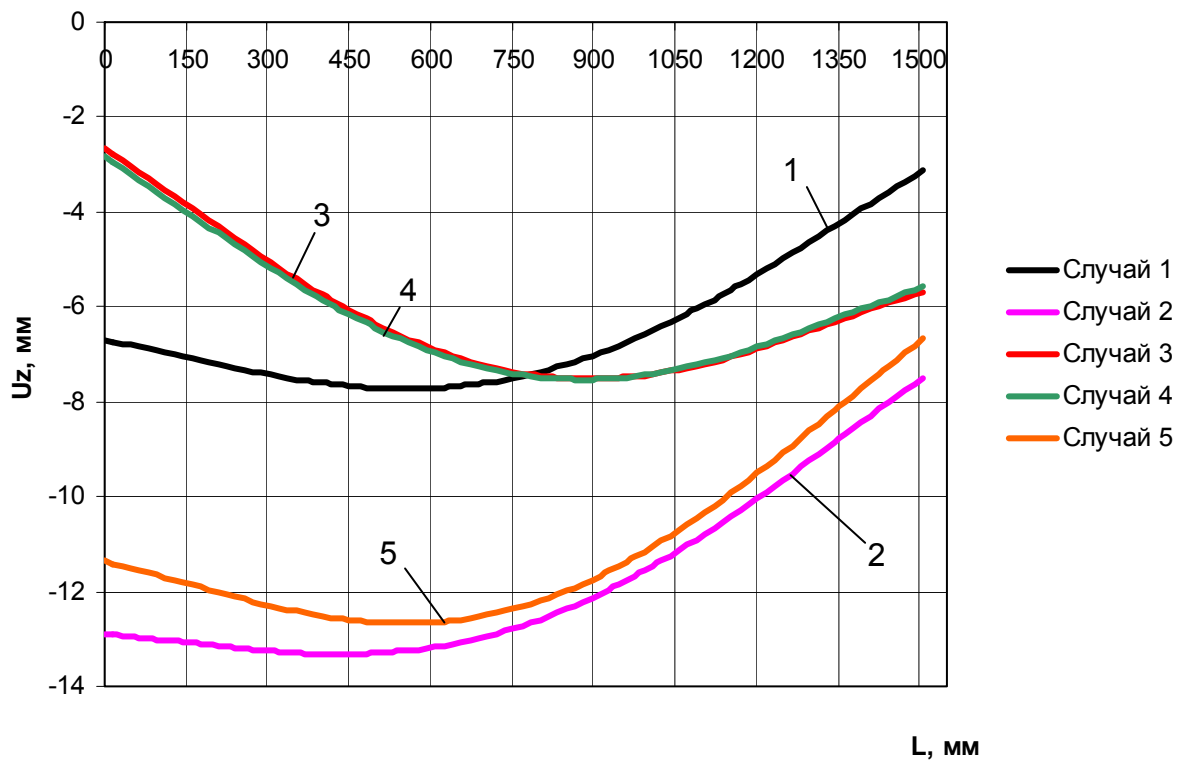


Рис. 8. Изменение перемещения U_z по длине левой продольной балки

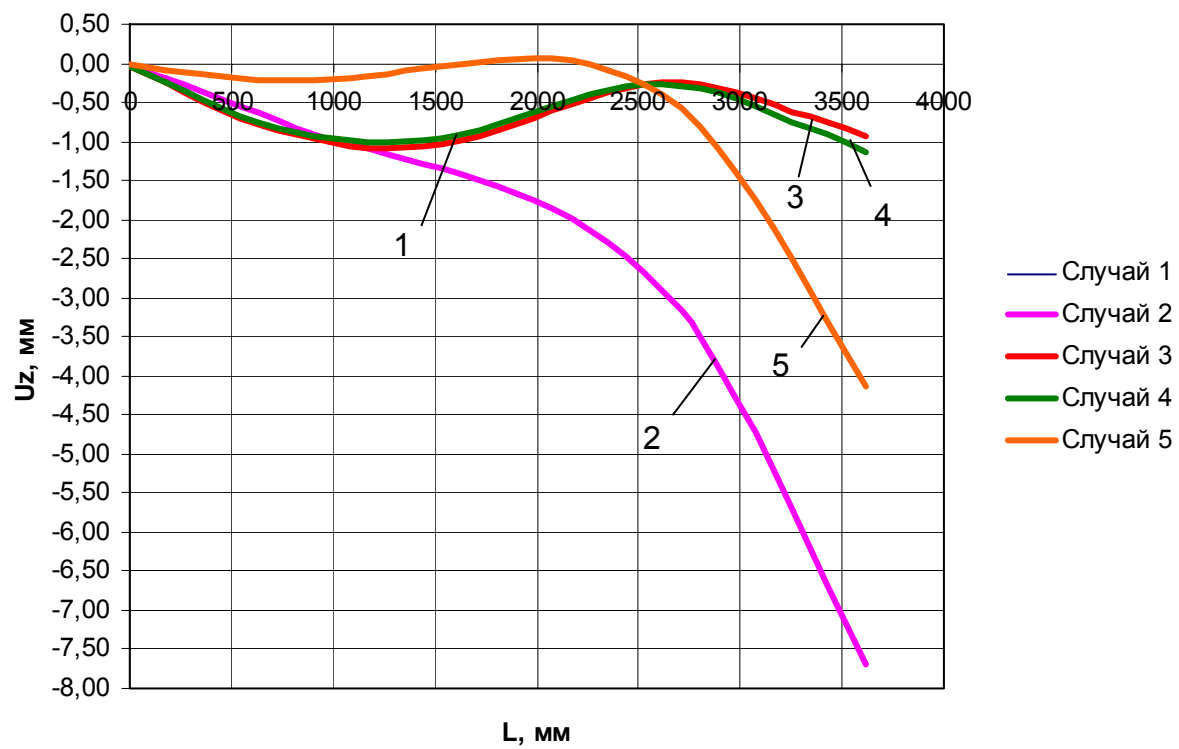


Рис. 9. Изменение перемещения U_z по длине дышла

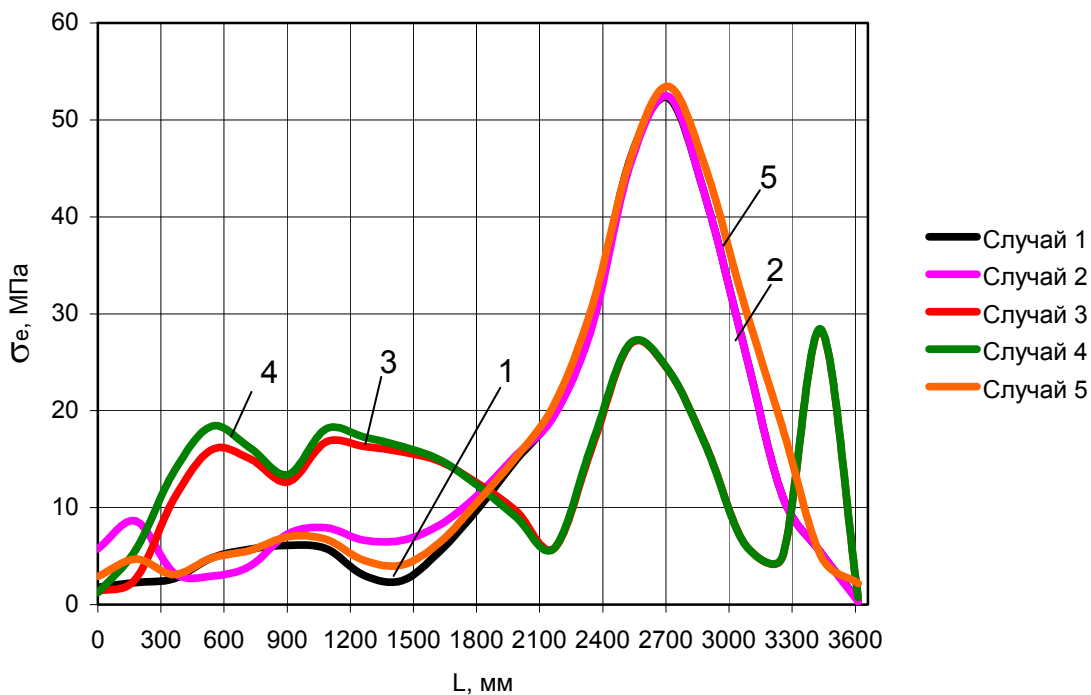


Рис. 10. Изменение эквивалентных напряжений σ_e по длине дышла

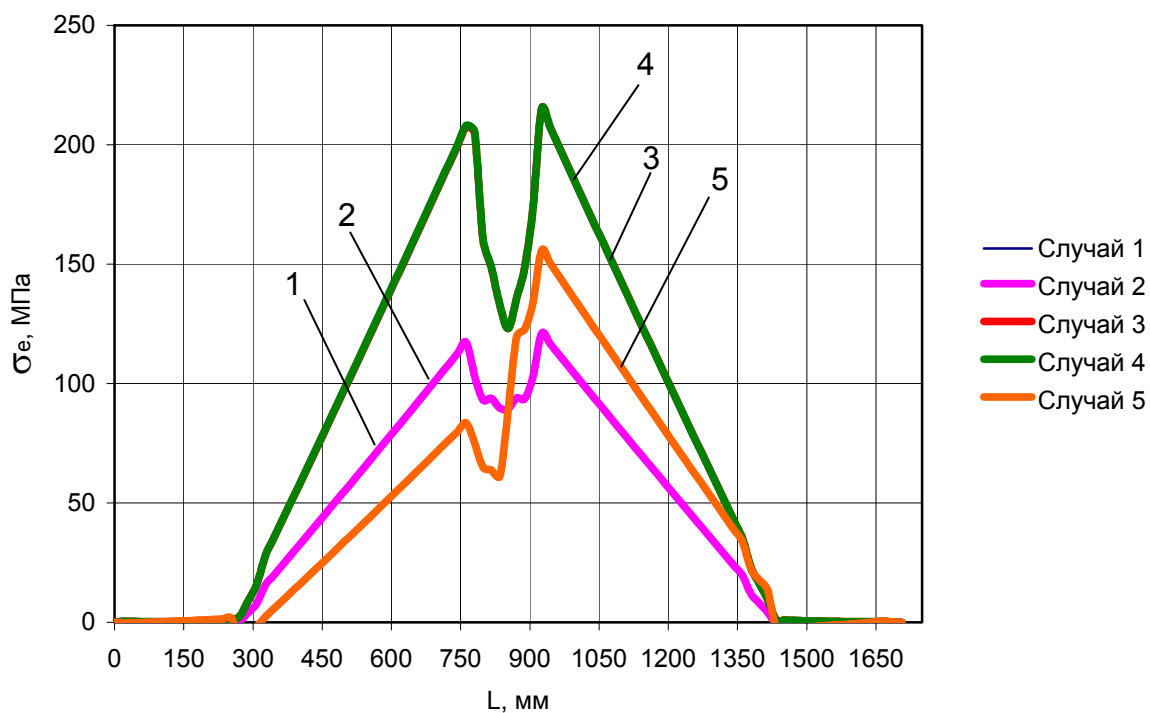


Рис. 11. Изменение эквивалентных напряжений σ_e по длине задней поперечной балки

Исследовано общее НДС элементов прицепа. Анализируя работу поперечных балок платформы, следует отметить, что часть нагрузки от инерционных сил, действующих на лодку, а также вес продольных балок и стоек платформы воспринимается поперечными балками, работающими на изгиб. Расчетная схема поперечных балок представляет собой консольные балки, закрепленные на дышле и нагруженные системой сосредоточенных сил. Вследствие такого нагружения консоли балок имеют большие прогибы, а в сечениях, расположенных в зоне заделки, возникают большие изгибающие моменты и напряжения.

В результате расчета было выявлено, что поперечные балки платформы обладают недостаточной жесткостью. Величина максимального прогиба концевой сечения балки составила –13,99 мм, или 1,6% от длины консоли балки.

Дышло обладает повышенными запасами прочности, величина максимальных напряжений в опасном сечении не превышает 60 МПа. Коэффициенты запаса прочности для дышла составили 2,46 – расчетный случай 1 и 2,08 – расчетный случай 2.

По результатам расчета были разработаны рекомендации по повышению жесткости балок платформы

Рекомендуется использовать переменное сечение для поперечных балок платформы либо в зоне их крепления к дышлу приварить треугольные косынки для повышения жесткости балок и снижения величины действующих напряжений.

Разработанная методика определения характеристик общего НДС силовых элементов прицепа может применяться для расчета характеристик общего НДС подобных прицепов и их модификаций.

Она также является основой для расчета характеристик локального НДС конструктивных нерегулярностей силовых элементов прицепа.

Список литературы

1. Гребеников А.Г., Светличный С.П. Анализ напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций в системе ANSYS / – Конспект лекций. – АНТО «КНК», VIEWNET центр для промышленности и образования Харькова, 2001. – 233 с
2. Краткий автомобильный справочник / А.Н. Понизовкин, Ю.М. Власко, М.Б. Ляликов и др. – АО «Трансконсалтинг», НИИАТ, 1994. – 779 с.
3. Проектирование трансмиссий автомобилей: Справочник / Под общ. ред. А.И. Гришкевича. – М.: Машиностроение, 1984. – 272 с.
4. Павловский Я. Автомобильные кузова: Пер. с польск. – М.: Машиностроение, 1977. – 544 с.
5. Анурьев. В.И. Справочник конструктора-машиностроителя: – 6-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1982. Т. 1. – 736 с.

Рефераты

УДК 629.735: 53.08: 658.51.4

Метрологическое обеспечение первичного формообразования авиационных деталей на фрезерных станках с ЧПУ / В. С. Кривцов, П. О. Науменко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – Вып. 31. – С. 5 – 9.

Рассмотрены необходимые условия метрологического обеспечения для координатных измерений с помощью позиционирующей системы станка. Приведен алгоритм построения уравнения границы эквидистантной области допустимых положений центра сферической измерительной головки по известному уравнению эталонной поверхности.

Ил. 4. Библиогр.: 5 назв.

Розглянуто необхідні умови метрологічного забезпечення для координатних вимірювань з використанням позиціонуючої координатної системи верстата. Наведено алгоритм побудови рівняння границі еквідистантної області допустимих положень центру сферичної вимірювальної головки за відомим рівнянням еталонної поверхні.

Іл. 4. Бібліогр.: 5 назв

УДК 629.735.33.018.7.016

Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 3 / А. Н. Нарожный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 10 – 19.

В продолжение темы о рациональной организации летных испытаний дозвукового самолета в части определения его летно-технических характеристик приведено сравнение результатов предложенного плана испытаний и плана, построенного на основе математической теории оптимального планирования эксперимента. Сообщены результаты анализа чувствительности модели к ошибкам входных данных и некоторые следствия.

Ил. 4. Библиогр.: 3 назв.

Для продовження теми про раціональну організацію льотних випробувань дозвукового літака в частині визначення його льотно-технічних характеристик наведено порівняння результатів запропонованого плану випробувань і плану, побудованого на основі математичної теорії оптимального планування експерименту. Повідомлено результати аналізу чутливості моделі до помилок вхідних даних і деякі наслідки.

Іл. 4. Бібліогр.: 3 назви

УДК 621.3

Оптимизация параметров осевого воздухозаборника турбореактивного двигателя, расположенного под крылом самолета / В.Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 20 – 40.

Рассмотрены численные методы нахождения параметров газового потока на входном осевом воздухозаборнике авиационного двигателя, позволяющего определить структуру его потока в зависимости от условий полета в околосзвуковой зоне, а также оценить влияние обтекания на его аэродинамические характеристики

Ил. 17. Библиогр.: 5 назв.

Розглянуто чисельні методи знаходження параметрів газового потоку на вхідному осьовому повітряозабірнику авіаційного двигуна, який дозволяє визначити структуру його потоку залежно від умов польоту в білязвуковій зоні, а також оцінити вплив обтікання на його аеродинамічні характеристики.

Іл. 17. Бібліогр.: 3 назви

УДК 629.735.33

Исследование влияния затяжки и радиального натяга болтов, поверхностного упрочнения на выносливость срезных соединений из сплава ВТ6 /А.Г. Гребеников, В.Н. Клименко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. – С. 41 – 54.

Рассмотрено влияние величины затяжки и радиального натяга болтов на усталостную долговечность двосрезных соединений из сплава ВТ6. Проанализировано влияние упрочнения на повышение усталостной долговечности двухсрезных соединений из сплава ВТ6. Исследовано влияние затяжки и радиального натяга болтов на усталостную долговечность односрезных соединений из сплава ВТ6.

Іл. 13. Библиогр.: 5 назв.

Розглянуто вплив величини затяжки і радіального натягу болтів на втомну довговічність двозрізних з'єднань з титанового сплаву ВТ6. Проаналізовано вплив зміцнення на підвищення втомної довговічності двохзрізних з'єднань зі сплаву ВТ6. Досліджено вплив затяжки і радіального натягу болтів на втомну довговічність однозрізних з'єднань зі сплаву ВТ6.

Іл. 13. Бібліогр.: 5 назв

УДК 629.7.01

Оценка эффективности ускоренного статистического моделирования для определения проектной вероятности устойчивости ракеты-носителя / В. Г. Сухоробый, М. И. Никифорова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 55 – 61.

Произведена проектная оценка вероятности устойчивости ракет-носителей с учетом корреляции параметров критериальной функции (КФ) методом ускоренного статистического моделирования (УСМ). Показано, что определение вероятности потери работоспособности ракеты-носителя методом УСМ дает приемлемую точность оценки. Учет корреляции параметров КФ в УСМ позволяет получить результат, более близкий к эталонному.

Іл. 3. Табл. 3. Библиогр.: 8 назв.

Зроблено проектну оцінку ймовірності стійкості ракет-носіїв з урахуванням кореляції параметрів критериальної функції (КФ) методом прискореного статистичного моделювання (ПСМ). Показано, що визначення ймовірності втрати працездатності методом ПСМ дає прийнятну точність оцінки. Урахування кореляції параметрів КФ у ПСМ дозволяє отримати результат, більш близький до еталонного.

Іл. 3. Табл. 3. Бібліогр.: 8 назв

УДК 621.833.051

Оценка долговечности авиационной техники / О. Г. Приймаков, Ю. О. Градиський // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2006. – Вып. 31. – С. 62 – 69.

Розроблено методологію оцінки залишкового ресурсу авіаційної техніки як апіорним прогнозуванням, так і за дослідними даними. Середній залишковий і гамма-відсотковий ресурси визначені для деяких окремих видів розподілу напрацювання до відмови.

Бібліогр.: 11 назв

Разработана методология оценки остаточного ресурса авиационной техники как априорным прогнозированием, так и по исследовательским данным. Средний остаточный и гамма-процентный ресурсы определены для некоторых отдельных видов распределения наработки до отказа.

Библиогр.: 11 назв.

УДК 681.3

Системна інформатизація інформаційного супроводження процесів: статистичне дослідження уваги Інтернет-ЗМІ до визначеної проблематики / Д. В. Ланде, В. М. Фурашев // Открытые информационные и компьютерные информационные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 70 – 76.

Рассмотрены фрактальные свойства информационных потоков из Интернет по тематике евроатлантической интеграции Украины. Цель работы - исследование внимания общества к этой проблематике. В качестве базы данных для вычислительного эксперимента выбрана система мониторинга сетевых новостей InfoStream. Представлена методика вычисления показателя Херста для кластера, определенного тематикой запроса, приведена качественная интерпретация результатов.

Библиогр.: 8 назв.

Розглянуто фрактальні властивості інформаційних потоків з Інтернет за тематикою євроатлантичної інтеграції України. Мета роботи - дослідження уваги суспільства до цієї проблематики. Як база даних для обчислювального експерименту вибрано систему моніторингу мережних новин InfoStream. Подано методику обчислення показників Херста для кластера, визначеного тематикою запиту, наведено якісну інтерпретацію результатів.

Бібліогр. 8 назв

УДК 621.983.001.572

Разработка многокритериальной модели штамповки коробчатых деталей из листа эластичной средой / А.Н. Застела, И.П. Печенежский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 77 – 81.

Предложена общая формулировка численной модели процесса формообразования коробчатых деталей из листа эластичной средой. Приведены технологические параметры, отвечающие за адекватность модели реальному процессу. Рассмотрены основные технологические критерии оценки эффективности процесса.

Библиогр.: 9 назв.

Запропоновано загальне формулювання чисельної моделі процесу формоутворення коробчастих деталей з листа еластичним середовищем. Наведено технологічні параметри, що відповідають за адекватність моделі реальному процесу. Розглянуто основні технологічні критерії оцінки ефективності процесу.

Бібліогр.:9 назв

УДК 519.673:533.6.011

Трёхмерное имитационное моделирование газодинамических процессов в СПД в предпусковом состоянии / С.С. Левин, А.В. Лоян, Ю.К. Чернышев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 82 – 94.

Приведена постановка задачи имитационного моделирования газодинамических процессов в канале СПД в предпусковом состоянии. Предложен метод решения поставленной задачи с использованием модели твердых сфер и БА-модели. Представлены сравнительные графики распределения измеренной и рассчитанной предложенным методом концентрации ксенона на протяжении канала.

Ил. 15. Библиогр.: 15 назв.

Наведено постановку задачі імітаційного моделювання газодинамічних процесів у каналі СПД у передпусковому стані. Запропоновано метод розв'язання поставленої задачі з використанням моделі твердих сфер і БА-моделі. Подано порівняльні графіки розподілу вимірної і розрахованої запропонованим методом концентрації ксенону на протязі каналу.

Іл. 15. Бібліогр.: 15 назв

УДК 621.313.33

Приводные машины компьютерно-интегрированных технологических процессов / С.А. Агаркова, А.А. Бояркина, И.П. Внукова, Б. И. Паначевный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С.95 – 98.

Рассмотрены конструкции нескольких электрических машин постоянного тока, которые имеют значительные преимущества перед ординарными машинами при использовании их в качестве приводов в компьютерно-интегрированных процессах.

Разработана серия бесколлекторных электрических машин для приводов компьютерно-интегрированных процессов.

Іл. 4. Бібліогр.: 5 назв.

Розглянуто конструкції декількох електричних машин постійного струму, котрі мають значні переваги над ординарними машинами при використанні їх як приводів у комп'ютерно-інтегрованих процесах.

Розроблено серію безколекторних електричних машин для приводів комп'ютерно-інтегрованих процесів.

Іл. 4. Бібліогр.: 5 назв

УДК 681.5.017:159.91(043.3)

Метод визначення працездатності авіаційних операторів на основі аналізу показників ергографії / Т.Є. Ударцева // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 99 – 103.

Рассмотрен метод эргографии, который даёт возможность диагностировать состояние кумулятивной усталости, при котором субъективное состояние усталости отсутствует, а также проводить диагностику функциональных состояний на уровне гомеостатических механизмов. Метод не опирается на предыдущий опыт субъекта, является объективным, доступным, практичным, не требует значительных материальных расходов, даёт возможность проведения коллективного исследования с ограниченным количеством персонала.

Іл. 6. Бібліогр.: 6 назв.

Розглянуто метод ергографії, який дає змогу діагностувати стан кумулятивної втоми, при якому суб'єктивне відчуття втоми відсутнє, а також проводити діагностику функціональних станів на рівні гомеостатичних механізмів. Метод не спирається на попередній досвід суб'єкта, є об'єктивним, доступним, практичним, не потребує значних матеріальних витрат, дає можливість проведення колективного дослідження з обмеженою кількістю персоналу.

Іл 6. Бібліогр.: 6 назв

УДК 681.327

Анализ актуальных проблем информационной технологии передачи данных при моделировании нагрузок, действующих на конструкцию сложного технического объекта / В.В. Борисов, В.П. Зинченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 104 – 128.

Дан обобщенный анализ проблем, связанных с разработкой информационной технологии передачи данных, необходимых для моделирования воздействия внешних и внутренних нагрузок на конструкцию сложного технического объекта, в процессе исследования прочности его конструкции по методу конечных элементов. Проанализированы основные критерии, влияющие на экономическую эффективность информационных технологий обработки и передачи данных, применяемых при проектировании сложных технических объектов.

Ил. 7. Библиогр.: 17 назв.

Дано узагальнений аналіз проблем, пов'язаних з розробкою інформаційної технології передачі даних, необхідних для моделювання впливу зовнішніх і внутрішніх навантажень на конструкцію складного технічного об'єкта, в процесі дослідження міцності його конструкції за методом скінченних елементів. Проаналізовано основні критерії, які впливають на економічну ефективність інформаційних технологій обробки та передачі даних, що застосовуються при проектуванні складних технічних об'єктів.

Іл. 7. Бібліогр.: 17 назв

УДК 681.324

Методика обоснования требований к техническим характеристикам узла компьютерной сети для обеспечения информационной гарантобезопасности /

П.Е. Пустовойтов, Эль Саед Абделаал Эль Саед Мохамед // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 129 – 132.

Получено соотношение для расчета вероятности информационной гарантобезопасности узла, функционирующего в условиях пиковой нагрузки. Предложено использовать это соотношение для отыскания технических характеристик узла, обеспечивающих удовлетворение требований к вероятности потери пакетов в указанных условиях.

Библиогр.: 2 назв.

Отримано співвідношення для розрахунку ймовірності інформаційної гарантобезпеки вузла, що функціонує в умовах пікового навантаження. Запропоновано використовувати це співвідношення для відшукування технічних характеристик вузла, що забезпечують задоволення вимог до ймовірності втрати пакетів у зазначених умовах.

Бібліогр.: 2 назви

УДК 621.327

Информационная модель апертурного представления изображений / Ю.В. Стасев, В.В. Баранник, Е.А. Бридня // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 133 – 138.

Изложены основные особенности построения информационной модели апертурного представления изображений. Показана возможность дополнительного повышения степени сжатия для массивов апертурных характеристик.

Библиогр.: 3 назв.

Вискладено основні особливості побудови інформаційної моделі апертурного подання зображень. Показано можливість додаткового підвищення ступеня стиснення для масивів апертурних характеристик.

Бібліогр.: 3 назви

УДК 629.7.02-192:629:8.015.10

Математическая модель для оценки эффективности системы технического обслуживания и ремонта, включая температурные нагрузки / В. О. Повгородний // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 139 –142.

Рассмотрены новые системы технического обслуживания и ремонта с учетом температуры, включая определение показателей надежности (долговечности) бортовой аппаратуры российских и украинских самолетов, что является новой задачей.

Ил. 2. Табл.1. Библиогр.: 4 назв.

Розглянуто нові системи технічного обслуговування та ремонту з урахуванням температури, що включає визначення показників надійності (довготривалості) бортової апаратури російських та українських літаків, що є новою задачею.

Іл. 2. Табл. 1. Бібліогр.: 4 назви

УДК 532.581.011

К вычислению вектора потока в методах граничных элементов / С.А. Калкаманов, Р.Н. Чигрин, В.П. Закурдаев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 143 – 148.

Описаны экономичные алгоритмы вычисления вектора потока от однородных потенциалов двойного и простого слоев. Приведены примеры расчетов поля течения вокруг сферы, показывающие работоспособность предложенных алгоритмов.

Ил. 1. Библиогр.: 19 назв.

Описано економічні алгоритми обчислення вектора потоку від однорідних потенціалів подвійного і простого шарів. Наведено приклади розрахунків поля течії навколо сфери, що показують працездатність запропонованих алгоритмів.

Іл. 1. Бібліогр.: 19 назв

УДК 621.396.96

Радиолокатор с каналом распознавания класса воздушной цели на основе адаптивного решетчатого фильтра/ В. А. Дорощук, В. Ж. Яценюк, І. І. Олійник, Ф. Ф. Мисик //Открытые информационные и компьютерныеинтегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 149 – 155.

Целью статьи есть анализ возможностей использования адаптивных методов цифрового спектрального анализа (ЦСА) и комбинированных адаптивных методов ЦСА на основе адаптивного решетчатого фильтра (АРФ), путей технической реализации методов и устройств адаптивной обработки радиолокационной информации при решении задачи распознавания класса воздушной цели в перспективных и существующих системах РЛС.

Ил. 4. Библиогр.: 6 назв.

Метою статті є аналіз можливостей використання адаптивних методів цифрового спектрального аналізу (ЦСА) та комбінованих адаптивних методів ЦСА на основі адаптивного решітчастого фільтру (АРФ), шляхів технічної реалізації методів і пристроїв адаптивної обробки радіолокаційної інформації при розв'язанні задачі розпізнавання в перспективних та існуючих системах РЛС.

Іл. 4. Бібліогр.: 6 назв

УДК 004.8

Разработка квантовой модели поддержки принятия решений технолога при выборе типа оборудования для резки листа на полосы как ядра интеллектуальной информационной технологи / Е.П. Киричук, И.В. Варфоломеева // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 156 – 161.

Разработана вероятностная квантовая модель поддержки принятия технологических решений при выборе типа оборудования для резки листа на полосы в виде квантовой сети вывода решений.

Іл. 3. Библиогр.: 6 назв.

Розроблено ймовірнісну квантову модель підтримки прийняття технологічних рішень при виборі типу обладнання для різання листа на смуги у вигляді квантової мережі виводу рішень.

Іл. 3. Бібліогр.: 6 назв

УДК 658.386.012:629.735.45

Дидактические требования к обучающему стенду топливной системы вертолета Ми-8 МТВ / А. И. Моцарь // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. Вып. 31. – С. 162 –167.

Предложен новый подход к созданию технических средств обучения операторов техногенных объектов. Техническое средство обучения в этом подходе рассматривается не как имитатор техногенного объекта, а как имитатор психофизиологических воздействий техногенного объекта на оператора.

Іл. 1. Библиогр.: 15 назв.

Запропоновано новий підхід до створення технічних засобів навчання операторів техногенних об'єктів. Технічний засіб навчання у цьому підході розглядається не як імітатор техногенного об'єкта, а як імітатор психофізіологічних впливів техногенного об'єкта на оператора.

Іл. 1. Бібліогр.: 15 назв

УДК 681.5:517.2

Разработка и анализ алгоритма нахождения ориентированных и неориентированных булевых производных / Е.Н. Коробкова, Ю.И. Ялинич // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 168 – 174.

Предложен и исследован способ определения булевых производных, основанный на использовании модифицированных декомпозиционных карт, что позволило упростить алгоритм нахождения производных.

Іл. 2. Библиогр.: 7 назв.

Запропоновано та досліджено спосіб визначення булевих похідних, оснований на використанні модифікованих декомпозиційних карт, що дозволило спростити алгоритм знаходження похідних.

Іл. 2. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 621.327

Метод арифметического классификационного кодирования трансформант Уолша / А.А. Красноруцкий, С.Я. Яценко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 175 – 178.

Рассмотрена разработка метода, позволяющего снизить время, отводимое на доведение видеоинформации, путем уменьшения объема передаваемых данных, поступающих в канал связи, и при этом существенно не ухудшить качество восстановленного изображения.

Ил. 3. Библиогр.: 4 назв.

Розглянуто розробку методу, який дозволяє зменшити час, потрібний для доведення відеоінформації, шляхом зменшення обсягу передаваних даних, що надходять до каналу зв'язку і при цьому значно не погіршити якість відновленого зображення після відновлення.

Іл. 3. Бібліогр.: 4 назви

УДК 519.63:533.9.07

Математическая модель трехмерного закрученного течения в вихревой камере плазмотрона / Е.В. Цегельник // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 179 – 182.

Разработана математическая модель трехмерного закрученного течения в вихревой камере плазмотрона. Модель позволяет исследовать и прогнозировать поведение закрученных вихревых потоков, а также определять основные газодинамические характеристики потока в канале плазмотрона.

Ил. 3. Библиогр.: 8 назв.

Розроблено математичну модель тривимірної закрученої течії у вихровій камері плазмотрону. Модель дозволяє досліджувати та прогнозувати поведінку закручених вихрових потоків, а також визначати основні газодинамічні характеристики потоку у каналі плазмотрону.

Іл. 3. Бібліогр.: 8 назв

УДК 621.81

Метод расчета двухшнекового пресса на прочность / М.В. Мельтюхов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 183 – 186.

Приведена методика расчета двухшнекового пресса-экструдера для переработки семян подсолнечника. Дана методика определения кинематических и силовых параметров привода и шнековых валов, которые являются наряду с корпусом пресса основным рабочим органом машины. Впервые проведен расчет предохранительной срезной шпонки, выполнен расчет на прочность шнековых валов и определение усилий, действующих на раму пресса для обеспечения ее жесткости.

Ил. 2. Библиогр.: 2 назв.

Наведено методику розрахунку двошнекового преса-екструдера для переробки насіння соняшника. Дано методику визначення кінематичних і силових параметрів приводу і шнекових валів, які є основним робочим органом машини. Вперше виконано розрахунок запобіжної зрізної шпонки, виконано розрахунок на міцність шнекових валів і визначення зусиль, які діють на раму преса для забезпечення її жорсткості.

Іл. 2. Бібліогр.: 2 назви

УДК 621.396.98

Интегрированная инерциально-спутниковая технология навигационных определений летательных аппаратов / В.Г. Макаренко, А.А. Подорожняк, С.В. Рудаков, В.Я. Фролов// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 187 – 195.

Теоретически обоснована и подтверждена результатами имитационного моделирования целесообразность применения интегрированной инерциально-спутниковой технологии навигационных определений летательных аппаратов, использующей искусственную нейросеть для оптимизации состава используемого вектора измерений в зависимости от реализуемой и требуемой точностей решения каждой целевой задачи.

Ил. 5. Библиогр.: 7 назв.

Теоретично обґрунтована і підтверджена результатами імітаційного моделювання доцільність застосування інтегрованої інерційно-спутникової технології навігаційних визначень літальних апаратів, що використовує штучну нейромережу для оптимізації складу використовуваного вектора вимірювань залежно від реалізованої та необхідної точностей розв'язання кожної цільової задачі.

Іл. 5. Бібліогр.: 7 назв

УДК 629.7.01

Оценка вероятности устойчивости ракеты-носителя путем аппроксимации хвостов распределения КФ по статистическому материалу малого объема / М.В. Лежнина// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31 – С. 196 – 202.

Исследованы возможные законы распределения для аппроксимации хвостов распределения критериальных функций (КФ) по статистическому материалу малого объема с целью получения проектной оценки вероятности устойчивости ракет-носителей. Разработаны рекомендации по использованию этих законов при оценке вероятности устойчивости.

Библиогр.: 4 назв.

Досліджено можливі закони розподілу для апроксимації хвостів розподілу критериальних функцій (КФ) за статистичним матеріалом малого обсягу з метою отримання проектної оцінки ймовірності стійкості ракет-носіїв. Розроблено рекомендації стосовно використання цих законів при оцінці ймовірності стійкості.

Бібліогр.: 4 назви

УДК 629.7.02.015.4:004

Сравнение эффективности моделей системы Ansys и граничных моделей для ускоренного статистического моделирования НДС конструкций / А.С. Стерлева // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31 – С. 203 – 214.

Проведены исследования по сравнению эффективности аппроксимирующих моделей системы вероятностного проектирования Ansys PDS и граничных моделей, реализованных в разработанной АС проведения УСМ в среде Ansys, для получения с помощью УСМ проектной оценки вероятности разрушения конструкций на примере двух пластин с отверстиями. Выявлено преимущество методики проведения УСМ по граничным моделям для определения очень низких уровней вероятности разрушения.

Ил. 2. Библиогр.: 12 назв.

Проведено дослідження з порівняння ефективності апроксимуючих моделей системи ймовірнісного проектування Ansys PDS і граничних моделей, реалізованих в розробленій АС проведення ПСМ у середовищі Ansys, з метою отримання за допомогою ПСМ проектної оцінки ймовірності руйнування конструкцій на прикладі двох пластин з отворами. Виявлено перевагу методики проведення ПСМ за граничними моделями для визначення дуже низьких рівнів ймовірності руйнування.

Іл. 2. Бібліогр.: 12 назв

УДК 536.2:536.42:532.66

Формирование нечеткого исходного множества технологических альтернатив для выбора методов обработки поверхностей / М.В. Лапа // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 215 – 220.

Разработка и использование систем гибкого автоматизированного проектирования технологических процессов с элементами искусственного интеллекта предполагает создание конструкторско-технологической базы знаний предприятия с использованием нечетких экспертных правил. В статье рассмотрен алгоритм формирования нечетких экспертных правил выбора методов обработки поверхностей деталей с использованием имеющейся на предприятии справочной базы данных.

Іл. 4. Библиогр.: 5 назв.

Розробка та використання систем гнучкого автоматизованого проектування технологічних процесів з елементами штучного інтелекту передбачає створення конструкторсько-технологічної бази знань підприємства з використанням нечітких експертних правил. У статті розглянуто алгоритм формування нечітких експертних правил вибору методів обробки поверхонь деталей з використанням наявної на підприємстві довідкової бази даних.

Іл. 4. Бібліогр.: 5 назв

УДК 004.382.72

Методы автоматизированного проектирования КТС ИОС / В.В. Евсеев, А.В. Хряпкин, Ю.А. Перетяцько // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 221 – 226.

Рассмотрена постановка задачи синтеза технических средств информационно-образовательной среды. Разработаны математическая модель и программное средство автоматизированного проектирования комплекса технических средств. Приведены результаты тестирования программного средства и перспективы дальнейших исследований.

Іл. 4. Библиогр.: 5 назв.

Розглянуто постановку задачі синтезу технічних засобів інформаційно-утворювального середовища. Розроблено математичну модель і програмний засіб автоматизованого проектування комплексу технічних засобів. Наведено результати тестування програмного засобу і перспективи подальших досліджень.

Іл. 4. Бібліогр.: 5 назв

УДК 681.3.016

Синтез распределенных баз данных в информационно-обучающей среде с использованием генетического алгоритма / О. С. Богуш // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 227 –232.

Предложен многокритериальный подход к проектированию распределенной базы данных в информационно-обучающей среде путем использования генетического алгоритма в качестве метода размещения информационных ресурсов.

Ил. 1. Библиогр.: 16 назв.

Розглянуто деякі аспекти синтезу розподілених баз даних, а саме проблема оптимального розміщення інформаційних ресурсів у інформаційно-навчальному середовищі. Запропоновано вирішити цю задачу шляхом використання генетичного алгоритму.

Іл. 1. Бібліогр.: 16 назв

УДК 519.816

Решение систем линейных алгебраических уравнений с нечетко заданными параметрами/ Л.Г. Раскин, О.В. Серая // // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 233 – 241.

Рассмотрена технология решения систем линейных алгебраических уравнений, параметры которых представляют собой нечеткие числа. Предложены два варианта решения задачи. В первом из них результат решения задачи – набор четких чисел, а во втором – нечетких чисел, функция принадлежности которых оценивается. Рассмотрен пример.

Библиогр.: 2 назв.

Розглянуто технологію розв'язання систем лінійних алгебричних рівнянь, параметри яких є нечіткими числами. Запропоновано два варіанти розв'язання задачі. У першому з них результат розв'язання задачі - набір чітких чисел, а в другому - нечітких чисел, функція належності яких оцінюється. Розглянуто приклад.

Бібліогр.: 2 назви

УДК 658.51.012

Характерные числа в моделях описания производственных систем / О.М. Пигнастый // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 242 – 252.

Производственная система предприятия представлена в виде системы с большим количеством элементов – предметов труда. Посредством аппарата статистической механики введены характерные числа производственной системы. Последнее дает возможность провести качественную оценку функционирования производственного процесса, обоснованно подобрать для описания реального производственного объекта соответствующую систему уравнений балансов макроскопических параметров. Оценку выбора модели следует воспринимать как качественную, однако такой подход обладает тем преимуществом, что позволяет легко сравнивать результаты, соответствующие различным микромоделям.

Библиогр.: 16 назв.

Виробнича система виробництва подана у вигляді системи з великою кількістю елементів – предметів праці. Через апарат статистичної механіки введено характерні числа виробничої системи. Останнє дає можливість провести якісну оцінку функціонування виробничого процесу, підібрати для опису реального виробничого об'єкта відповідну систему рівнянь балансів макроскопічних параметрів. Оцінку вибору моделі слід сприймати як якісну, проте такий підхід кращий тим, що він дозволяє легко порівнювати результати, що відповідають різним мікромоделям.

Бібліогр.: 16 назв

УДК 629.735.33.003.2+338.51

Анализ эффективности ценовых скидок при продажах самолетов /А.Д. Гридасов, Т.М. Потапова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 253 – 256.

Рассмотрен опыт ведущих самолетостроительных фирм, использующих практику предоставления ценовых скидок с целью завоевания перспективных рынков сбыта и увеличения объема продаж. Дан анализ методики и эффективности использования ценовых скидок применительно к условиям стран СНГ для отечественной авиатехники.

Сделаны выводы об актуальности и необходимости использования ценовых скидок на рынке стран СНГ, что позволит обеспечить конкурентоспособность новых отечественных самолетов. Даны рекомендации по возможной стратегии их применения в авиапромышленности Украины.

Табл. 2. Библиогр.: 12 назв.

Розглянуто досвід провідних літакобудівних фірм, які використовують практику надання цінових знижок з метою завоювання перспективних ринків збуту та збільшення обсягів продажу літаків. Подано аналіз методики і ефективності використання цінових знижок стосовно до умов країн СНД для вітчизняної авіатехніки.

Зроблено висновки про актуальність і необхідність використання цінових знижок на ринку країн СНД, що дозволить забезпечити конкурентоздатність нових вітчизняних літаків. Дано рекомендації щодо можливої стратегії їхнього застосування в авіапромисловості України.

Табл. 2. Бібліогр.: 12 назв

УДК 658.527.003

Экономическое обоснование выбора вида поточных линий с применением сетевых графиков / В.Д. Кравченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 257 – 260.

На основании анализа опыта харьковских машиностроительных заводов при внедрении многономенклатурных поточных линий и выявленных недостатках и для их устранения предложено использовать комбинированный сетевой график выбора таких поточных линий и приведен пример расчета.

Ил. 1. Библиогр.: назв.

На підставі аналізу досвіду харківських машинобудівних заводів при впровадженні багатоміноменклатурних потокових ліній і виявлених недоліків і для їхнього усунення запропоновано використовувати комбінований мережний графік вибору таких потокових ліній і наведено приклад розрахунку.

Іл. 1. Бібліогр.: 3 назви

УДК 621.01: 539.4.013

Методика определения характеристик общего НДС силовых элементов прицепа / А.Г. Гребеников, С.П. Светличный, А.В. Казначеев, А.С. Болдин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 261 – 273.

Представлена методика определения характеристик общего НДС силовых элементов прицепа на этапе проектирования и разработки конструкторской документации с помощью системы инженерного анализа ANSYS.

Ил. 11. Библиогр.: 5 назв.

Наведено методику визначення характеристик загального НДС силових елементів причепа на етапі проектування та розробки конструкторської документації за допомогою системи інженерного аналізу ANSYS.

Іл. 11. Бібліогр.: 5 назв.

**Требования к оформлению статей в тематический сборник научных трудов
Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»
«Открытые информационные и компьютерные интегрированные
технологии»**

Уважаемые авторы публикаций!

К опубликованию в сборнике принимаются научные статьи, ранее не публиковавшиеся, посвященные вопросам и проблемам открытых информационных и компьютерных интегрированных технологий.

Согласно Постановлению ВАК Украины от 15.01.2003 г. № 7-05/1 "Про підвищення вимог до фахових видань, внесених до переліку ВАК України" текст статьи должен содержать следующие необходимые элементы:

- постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими задачами;
- анализ исследований и публикаций, в которых начато решение данной проблемы и на которые опирается автор;
- выделение не решенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья;
- формулировка целей статьи (постановка задачи);
- изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов;
- выводы по данному исследованию и перспективы дальнейших исследований в данном направлении.

Статья, не соответствующая требованиям ВАК Украины, к публикации не принимается.

Статья должна быть отредактирована литературным редактором и сверстана автором таким образом, чтобы все страницы были полностью заполнены текстом (в т.ч. последняя страница). Не принимается статья, содержащая неполные страницы.

Статья должна быть полностью подготовлена с помощью редактора MS Word 95, 97 или 2000. Рисунки и фотографии размещаются в тексте статьи, при этом рисунки должны быть сгруппированы и "привязаны" к тексту.

Требования к оформлению следующие:

- 1) параметры страницы: формат А4, верхнее поле - 2,5 см, нижнее - 3 см, левое - 2,5 см, правое - 2 см, от края до нижнего колонтитула - 2 см;
- 2) номер страницы: внизу, от центра, шрифт Arial (размер 12);
- 3) УДК: в левом верхнем углу страницы, шрифт Arial, 12;
- 4) инициалы и фамилии авторов: шрифт Arial, размер 12, в верхнем правом углу;
- 5) название статьи: шрифт Times New Roman, жирный, размер 16, выравнивание – по центру;
- 6) организация: шрифт Arial, курсив, размер 12;

- 7) между названием статьи, авторами, организацией и текстом статьи - один пустой абзац (размер 12);
- 8) текст статьи: шрифт Arial, обычный, размер 12; интервал - **одинарный**, перед абзацем и после него - 0 пт, отступ первой строки - 1,25 см, выравнивание - по ширине;
- 9) внешний вид графиков, таблиц, формул - по усмотрению авторов, но использовать шрифты размером не менее 8;
- 10) подписи под рисунками располагать по центру страницы; перед рисунком и после его наименования (или подрисуночной подписи) оставить пробел в одну строку.

Физические величины должны приводиться в единицах системы СИ.

В конце статьи необходимо привести список использованных источников (заголовок печатается отдельной строкой посередине, шрифт Arial, 12). Литературные источники должны быть пронумерованы в соответствии с порядком ссылок на них в тексте. Ссылка на источник дается в квадратных скобках. Список литературы приводится в конце статьи библиографическим списком источников на языке оригинала в соответствии с ГОСТ 7.1.-84.

Одновременно со статьей в редакцию предъявляются:

- экспертное заключение организации, в которой работает автор, о возможности опубликования статьи в открытой печати;
- рецензия на статью от ведущего специалиста;
- реферат на русском и украинском языках, содержащий краткое содержание статьи (объем не более семи строк одним абзацем).

Статья и реферат подаются в редакцию в виде файлов на дискете 3,5" (1,44 Мбайт) и в распечатанном виде на бумаге формата А4 (210x297).

Решение о публикации статьи принимает редколлегия.

Принятая к публикации распечатанная рукопись статьи автору не возвращается.

Научное издание

**ОТКРЫТЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ И КОМПЬЮТЕРНЫЕ
ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ**

Выпуск 31

Редакторы: Л.А. Кузьменко, Т.Г. Кардаш

Компьютерная верстка: Н. В. Ефремова

Подписано в печать 30.05.2006. Формат 60×84 ¹/₈. Бум. офсетная.

Усл. печ. л. 16. Уч.-изд. л. 18. Т. 300 экз. Заказ

**Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского**

«Харьковский авиационный институт»

61070, Харьков-70, ул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

**Отпечатано в типографии ХГАПШ
г. Харьков-23, ул. Сумская, 134, т. 707-87-60**