

ВЕСТНИК

САМАРСКОГО
ГОСУДАРСТВЕННОГО
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО
УНИВЕРСИТЕТА
имени академика С. П. КОРОЛЁВА
(национального исследовательского
университета)

№ 1 (21)

2010

ВЕСТНИК
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
имени академика С. П. КОРОЛЁВА
(национального исследовательского университета)

№ 1 (21)

2010

Главный редактор

Шахматов Е. В., д.т.н., профессор

Заместитель главного редактора

Прокофьев А. Б., д.т.н., профессор

Ответственный секретарь

Прохоров А. Г., к.т.н., доцент

Редакционная коллегия

Астафьев В. И., д.ф.-м.н., профессор	Кузьмичёв В. С., д.т.н., профессор
Балакин В. Л., д.т.н., профессор	Лукачёв С. В., д.т.н., профессор
Богатырёв В. Д., д.э.н., профессор	Меркулова Л. П., д.п.н., профессор
Казанский Н. Л., д.ф.-м.н., профессор	Михеев В. А., д.т.н., профессор
Комаров В. А., д.т.н., профессор	Пиганов М. Н., д.т.н., профессор
Коптев А. Н., д.т.н., профессор	Прохоров С. А., д.т.н., профессор
Фалалеев С. В., д.т.н., профессор	

Председатель редакционного совета

Сойфер В. А., член-корр. РАН

Редакционный совет

Аншаков Г. П., член-корр. РАН	Гречников Ф. В., член-корр. РАН
Барвинок В. А., член-корр. РАН	Кирилин А. Н., д.т.н., профессор
Шорин В. П., академик РАН	

Журнал входит в утверждённый ВАК Минобрнауки РФ Перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, выпускаемых в Российской Федерации, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание учёных степеней доктора и кандидата наук

Журнал включён в общероссийский каталог ОАО "Роспечать". Подписной индекс - 18264

© Самарский государственный аэрокосмический университет

443086, Самара, Московское шоссе, 34

Тел.: (846) 267 48 41; электронная почта: vest@ssau.ru

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛОСКОГО ДВИЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА МАСС СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С ТРИГАРМОНИЧЕСКОЙ МОМЕНТНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКОЙ ПРИ ВХОДЕ В АТМОСФЕРУ <i>Е. В. Баринаова, И. А. Тимбай</i>	9
ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ОБШИВКИ ПОДКРЕПЛЁННЫХ ОТСЕКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ СЖАТИИ <i>О. В. Борисова, Л. М. Савельев</i>	20
ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРА НАГРУЖЕННОСТИ НА КПД ТРЁХСТУПЕНЧАТОЙ ТУРБИНЫ ТРДД <i>Е. Н. Богомолов, П. В. Кащеева</i>	28
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБОБЩЁННЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЁЖНОСТИ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ, ВКЛЮЧАЮЩИХ ПОДСИСТЕМЫ ОДНОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ <i>В. А. Данилкин, Д. В. Тыщенко</i>	34
СТАТИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ДВИЖЕНИЯ КАПСУЛЫ ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРУ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ <i>Ю. М. Заболотнов, И. А. Никонова</i>	38
РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ СТАБИЛИЗАЦИИ ПРОГРАММНОГО РАЗВЁРТЫВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С УЧЁТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ВРАЩАТЕЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ КОНЦЕВОГО ТЕЛА <i>С. А. Ишков, О. Ю. Заболотнова</i>	47
РАЗРАБОТКА ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ АЛГОРИТМОВ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ <i>А. А. Калентьев, Ю. М. Сыгуров</i>	58
ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ВОЗНИКНОВЕНИЯ, РАСПРОСТРАНЕНИЯ, РОСТА И СМЫКАНИЯ ПУЗЫРЬКОВЫХ КАВЕРН И СУПЕРКАВЕРНЫ В ТРУБЕ С ДЕГАЗИРОВАННОЙ ЖИДКОСТЬЮ ПРИ ГИДРОУДАРАХ <i>Е. А. Каракулин</i>	63
ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ И ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ <i>В. И. Потапов</i>	75
АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ К РАЗВИТИЮ ИЛИ ПОЯВЛЕНИЮ НОВЫХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СЕМЕЙСТВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ <i>Ю. А. Советкин, Н. В. Степанова</i>	84
ОЦЕНКА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗРАБОТКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С МНОГОРАЗОВЫМИ БЛОКАМИ ПЕРВЫХ СТУПЕНЕЙ <i>Ю. А. Советкин, Д. В. Щербина</i>	91
КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К МЕХАНИЧЕСКИМ ИСПЫТАНИЯМ АГРЕГАТОВ ИСПОЛНИТЕЛЬНОЙ АВТОМАТИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ <i>Н. А. Тестоедов, А. А. Логанов, В. В. Двирный</i>	97

ВЫБОР СТРУКТУРЫ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	
<i>Ю. А. Шняков, А. С. Гуртов, К. Г. Гордеев, С. В. Ивков</i>	103

МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА

ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ НА ДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ УПРУГОДЕМПФЕРНЫХ ОПОР РОТОРОВ	
<i>В. Б. Балякин, Б. Б. Косенок, И. С. Барманов</i>	114
АНАЛИЗ ГРУППОВЫХ СВОЙСТВ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ РОЛИКОВ В ОПОРАХ БЕССЕПАРАТОРНОГО ТИПА СТАТИСТИЧЕСКИМ МЕТОДОМ	
<i>А. Н. Журавлев</i>	120
ВЛИЯНИЕ ТЕПЛОВЫХ ДЕФОРМАЦИЙ НА КАЧЕСТВО СБОРКИ ПОД СВАРКУ РЕЗЬБОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ	
<i>А. Н. Журавлев, М. А. Борисов</i>	126
ДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ И ОПТИМИЗАЦИЯ МЕХАНИЗМА УПРАВЛЕНИЯ СОПЛОМ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ	
<i>Б. Б. Косенок</i>	133
ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СИСТЕМА ЭКСПРЕСС-ОЦЕНКИ ВЗРЫВООПАСНЫХ ОБЪЕКТОВ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ ПОСЛЕ ПОРАЖАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ	
<i>Н. Н. Кузьмин, В. В. Ильин</i>	140
ВЫНУЖДЕННОЕ ЗАЖИГАНИЕ ТОПЛИВНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	
<i>А. М. Ланский, С. В. Лукачёв, С. Г. Матвеев</i>	145
ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ПОЛЕЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА НА ВЫХОДЕ ИЗ КАМЕР СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	
<i>А. М. Ланский, С. В. Лукачёв, С. Г. Матвеев</i>	155
ОПРЕДЕЛЕНИЕ УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА СМЕСЕВЫХ ТОПЛИВ	
<i>Н. А. Рыбаков, А. И. Цаплин</i>	161
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗАИМОСВЯЗИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ДЕТОНАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ С ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВ НА ОСНОВЕ СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ КОМПОНЕНТНОГО СОСТАВА	
<i>Б. В. Скворцов, Е. А. Силов, А. В. Солнцева</i>	166
ПОЛУЧЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЯ ТЕПЛОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ОСНОВЕ ВВЕДЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ	
<i>Е. В. Стефанюк, И. В. Кудинов</i>	174
МОДЕЛЬ ЭЛЕКТРОДИФУЗИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В ТОНКИХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПЛЁНКАХ	
<i>К. Н. Тукмаков, А. В. Архипов</i>	185

**ОПТОЭЛЕКТРОННОЕ УСТРОЙСТВО УПРАВЛЕНИЯ
КАВИТАЦИОННОЙ ОБРАБОТКОЙ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВ**

Р. А. Царёв

195

ЭЛЕКТРОНИКА, ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА, РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ

**МОДЕЛИ РЕЛЬСОВОЙ ЛИНИИ ДЛЯ РЕЛЬСОВЫХ ЦЕПЕЙ
С АДАПТИВНЫМ ПРИЁМНИКОМ**

Ф. Р. Ахмадуллин

202

**ИЗМЕРЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОЙ ПОВЕРХНОСТИ РАССЕЙВАНИЯ
В УСЛОВИЯХ СЛАБОЙ БЕЗЭХОВОСТИ**

В. С. Бачурин, Д. М. Батухтин, В. Д. Пышный

209

**КАЧЕСТВЕННЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО
СГОРАНИЯ ПРИ ЕГО УПРАВЛЕНИИ ПО КАНАЛУ РАЗРЯДНОГО ТОКА**

Н. Е. Конюхов, П. А. Николаев, Р. Р. Соешев

216

**ДВЕ МОДЕЛИ РЕЛЬСОВЫХ ЛИНИЙ ДЛЯ РЕЛЬСОВЫХ ЦЕПЕЙ
С АДАПТИВНЫМ ПРИЁМНИКОМ**

Ю. И. Полевой

222

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВИХРЕТОКОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ
ДЛЯ КОНТРОЛЯ ИЗДЕЛИЙ ПРЕРЫВИСТОЙ СТРУКТУРЫ**

А. В. Полулех, Г. М. Гайнуллина

230

УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА

**МАСШТАБИРУЕМЫЕ РАСПРЕДЕЛЁННЫЕ СИСТЕМЫ
КОНКУРИРУЮЩИХ ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩИХ ПРОЦЕССОВ
И ИХ ОПТИМАЛЬНОСТЬ**

П. А. Павлов

234

**СКВОЗНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ВЕТВЯЩИХСЯ ТРАЕКТОРИЙ
КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ С УЧЁТОМ СЛУЧАЙНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ**

А. С. Филатъев, О. В. Янова

244

ГУМАНИТАРНЫЕ НАУКИ

**ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ КОНСТРУКТОРСКО-Т
ЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА**

И. Г. Абрамова, Д. А. Абрамов

250

**СИСТЕМА ОЦЕНКИ СОГЛАСОВАННОСТИ КОНСТРУКЦИЙ
РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ С ТЕХНОЛОГИЕЙ ПРЕДПРИЯТИЯ-
ИЗГОТОВИТЕЛЯ НА ЭТАПЕ ОСВОЕНИЯ**

Г. Х. Ирзаев

257

**ПОНЯТИЕ «ТЕХНОЛОГИЯ»: ОБЪЕКТИВНЫЕ И СУБЪЕКТИВНЫЕ
ОСНОВАНИЯ ЕГО ТЕРМИНОЛОГИЧЕСКОГО СТАТУСА**

Т. Н. Соснина

262

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

ANALYSIS OF PLANE MOTION RELATIVE TO THE CENTRE OF MASS OF A DESCENT CAPSULE WITH THE THREE-HARMONIC MOMENT CHARACTERISTICS DURING ITS REENTRY <i>Ye. V. Barinova, I. A. Timbay</i>	9
ANALYSIS OF BUCKLING OF SUPPORTED AIRCRAFT MODULE SKIN UNDER COMPRESSIVE LOAD <i>O. V. Borisova, L. M. Savelyev</i>	20
INFLUENCE OF THE LOADING PARAMETER ON THE EFFICIENCY OF A THREE-STAGE TURBINE OF TURBOJET BYPASS ENGINE <i>Ye. N. Bogomolov, P. V. Kashcheyeva</i>	28
DEFINING GENERALIZED RELIABILITY CHARACTERISTICS OF COMPLEX TECHNICAL SYSTEMS INCLUDING SINGLE-USE SUBSYSTEMS <i>V. A. Danilkin, D. V. Tyshchenko</i>	34
STATISTICAL ANALYSIS OF A CAPSULE'S MOTION DURING ITS REENTRY INTO THE ATMOSPHERE WITH THE AID OF A SPACE TETHER SYSTEM <i>Yu. M. Zabolotnov, I. A. Nikonova</i>	38
SOLVING THE PROBLEM OF STABILIZING PROGRAM DEPLOYMENT OF AN ORBITAL TETHER SYSTEM TAKING INTO ACCOUNT LIMITATIONS ON THE ROTARY MOTION OF THE TIP BODY <i>S. A. Ishkov, O. Yu. Zabolotnova</i>	47
DEVELOPMENT OF INFORMATION SUPPORT FOR THE SPACECRAFT CONTROL ALGORITHM DESIGN PROCESS <i>A. A. Kalentiyev, Y. M. Sygurov</i>	58
RESEARCH OF DYNAMICS OF INITIATION, PROPAGATION, GROWTH AND CLOSURE OF BUBBLE CAVITIES AND A SUPERCAVITY IN A PIPE WITH DECONTAMINATED LIQUID UNDER HYDRAULIC IMPACTS <i>Ye. A. Karakulin</i>	63
CONTROL PROGRAMS AND MOTION TRAJECTORIES OF HYPERSONIC FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM <i>V. I. Potapov</i>	75
ANALYSIS OF DEMANDS ON THE EVOLUTION AND DEVELOPMENT OF NEW DOMESTIC BOOSTER POPULATION <i>Yu. A. Sovetkin, N. V. Stepanova</i>	84
ASSESSMENT OF TECHNICAL AND ECONOMICAL EFFICIENCY OF DEVELOPING CARRIER ROCKETS WITH FIRST-STAGE REUSABLE UNITS <i>Yu. A. Sovetkin, D. V. Shcherbina</i>	91
COMPLEX APPROACH TO MECHANICAL TESTS OF EXECUTIVE AUTOMATIC UNITS OF SPACE VEHICLES <i>N. A. Testoyedov, A. A. Loganov, V. V. Dvirny</i>	97

**CHOOSING THE STRUCTURE OF POWER-SUPPLY
SYSTEMS FOR LOW-ORBIT SPACE VEHICLES**

Yu. A. Shinyakov, A. S. Gurtov, K. G. Gordeyev, S. V. Ivkov

103

MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES

**THE INFLUENCE OF OPERATIONAL AND TECHNOLOGICAL FACTORS
ON THE DYNAMIC PARAMETERS OF ELASTIC ELEMENTS
OF ELASTIC DAMPING ROTOR SUPPORTS**

V. B. Balyakin, B. B. Kosenok, I. S. Barmanov

114

**ANALYSIS OF GROUP PROPERTIES OF ROLLER INTERACTION
IN BEARINGS USING STATISTICAL**

A. N. Zhuravlyov

120

**EFFECT OF THERMAL DEFORMATIONS ON THE QUALITY
OF ASSEMBLY IN WELDING THREAD JOINTS**

A. N. Zhuravlyov, M. A. Borisov

126

**DYNAMIC ANALYSIS AND OPTIMIZATION OF TURBOJET
ENGINE NOZZLE CONTROL MECHANISM**

B. B. Kosenok

133

**TOOLING SYSTEM OF EXPRESS ASSESSMENT OF EXPLOSIVE
MILITARY EQUIPMENT OBJECTS AFTER HITTING EFFECTS**

N. N. Kuzmin, V. V. Ilyin

140

**COMPULSORY IGNITION OF FUEL-AIR MIXTURE IN SMALL-SIZED
GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBERS**

A. M. Lanskiy, S. V. Lukatchev, S. G. Matveyev

145

**PECULIARITIES OF GAS TEMPERATURE FIELD FORMATION
AT THE EXIT OF SMALL-SIZED GAS TURBINE ENGINE
COMBUSTION CHAMBERS**

A. M. Lanskiy, S. V. Lukatchev, S. G. Matveyev

155

DEFINING THE SPECIFIC IMPULSE OF MIXED SOLID PROPELLANTS

N. A. Rybakov, A. I. Tsaplin

161

**DETERMINING THE INTERRELATION BETWEEN DETONATION
CHARACTERISTICS INDICATORS AND ELECTRODYNAMIC
PARAMETERS OF HYDROCARBON FUELS ON THE BASIS OF STATISTICAL
MODELLING OF COMPONENTAL STRUCTURE**

B. V. Skvortsov, Ye. A. Silov, A. V. Solntseva

166

**OBTAINING THE ANALYTICAL SOLUTION OF THE HEAT BOUNDARY LAYER
EQUATION BASED ON INTRODUCING ADDITIONAL BOUNDARY CONDITIONS**

Ye. V. Stefanyuk, I. V. Kudinov

174

MODEL OF ELECTROMIGRATION IN THIN METAL FILMS

K. N. Tukmakov, A. V. Arkchipov

185

**OPTOELECTRONIC DEVICE FOR THE CONTROL
OF HYDROCARBON FUEL CAVITATION TREATMENT**

R. A. Tsaryov

195

**ELECTRONICS, MEASURING DEVICES, RADIO
ENGINEERING AND COMMUNICATION**

RAIL LINE MODELS FOR ADAPTIVE RECEIVER TRACK CIRCUITS <i>F. R. Akhmadullin</i>	202
MEASURING SCATTLERING CROSS-SECTION UNDER POOR ANECHOICY CONDITIONS <i>V. S. Batchurin, D. M. Batukhtin, V. D. Pyshnyj</i>	209
QUALITY INDICES OF AN INTERNAL COMBUSTION ENGINE CONTROLLED BY THE DISCHARGE CURRENT CHANNEL <i>N. Ye. Konyukhov, P. A. Nikolayev, R. R. Soyeshv</i>	216
TWO MODELS OF RAIL LINES FOR ADAPTIVE RECEIVER TRACK CIRCUITS <i>Yu. I. Polevoy</i>	222
MATHEMATICAL MODEL OF AN EDDY CURRENT CONVERTER FOR TESTING DISCONTINUOUS STRUCTURE SAMPLES <i>A. V. Polulekh, G. M. Gainullina</i>	230

**CONTROL, COMPUTATIONAL EQUIPMENT
AND INFORMATION SCIENCE**

SCALABLE DISTRIBUTED SYSTEMS OF COMPETITIVE INTERACTING PROCESSES AND THEIR OPTIMALITY <i>P. A. Pavlov</i>	234
THROUGH OPTIMIZATION OF BRANCHING TRAJECTORIES IN VIEW OF RANDOM DISTURBANCES <i>A. S. Filatyev, O. V. Yanova</i>	244

HUMANITIES

CHOICE OF PARAMETERS OF AN ENGINEERING PRODUCTION PREPARATION SYSTEM <i>I. G. Abramova, D. A. Abramov</i>	250
SYSTEM FOR ASSESSING THE CONSISTENCY OF RADIOELECTRONIC DEVICE DESIGN AND THE MANUFACTURER'S TECHNOLOGY AT THE STAGE OF MASTERING <i>G. Kh. Irzayev</i>	257
THE CONCEPT OF TECHNOLOGY: OBJECTIVE AND SUBJECTIVE FOUNDATIONS OF ITS TERMINOLOGICAL STATUS <i>T. N. Sosnina</i>	262

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛОСКОГО ДВИЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА МАСС СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С ТРИГАРМОНИЧЕСКОЙ МОМЕНТНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКОЙ ПРИ ВХОДЕ В АТМОСФЕРУ

© 2010 Е. В. Баринова, И. А. Тимбай

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается плоское движение вокруг центра масс неуправляемого спускаемого аппарата, аэродинамический восстанавливающий момент которого описывается нечётным рядом Фурье по углу атаки с тремя первыми гармониками. Построена номограмма для определения числа и типа особых точек фазового портрета системы в зависимости от соотношения коэффициентов, стоящих при гармониках разложения. Найдены аналитические формулы для интеграла действия, взятого вдоль сепаратрис, выраженные через элементарные функции и эллиптические интегралы первого и второго рода. Определены моменты перехода между различными областями фазовой плоскости. Для случаев движения, когда при пересечении сепаратрисы фазовая точка может попадать в различные колебательные области, найдены формулы для определения вероятности захвата в ту или иную область.

Спускаемый аппарат, аэродинамический восстанавливающий момент, фазовый портрет, сепаратриса, интеграл действия, вероятность.

Рассматривается плоское движение неуправляемого осесимметричного спускаемого аппарата (СА) относительно центра масс на начальном участке траектории спуска в атмосферу, когда можно пренебречь изменением скорости центра масс и угла наклона траектории, а также гравитационным моментом и аэродинамическим демпфированием. Исследуются случаи, когда в процессе спуска происходит изменение характера движения: вращательное движение переходит в колебательное, колебательное движение «скачкообразно» переходит в колебательное движение с другими амплитудными характеристиками. В [1 - 3] рассмотрены переходные режимы движения СА с синусоидальной и бигармонической моментными характеристиками. В данной работе рассматривается движение СА с зависимостью восстанавливающего момента от угла атаки, имеющей вид тригармонического ряда. Такая зависимость характерна для аппаратов сложной геометрической формы, например, типа «Викинг» [4].

Наряду с тем, как наличие второй гармоники в моментной характеристике обуславливает возможность появления одного дополнительного положения равновесия СА по углу атаки по сравнению со случаем си-

нусоидальной зависимости, добавление третьей гармоники в моментной характеристике может приводить к появлению двух дополнительных положений равновесия, что значительно разнообразит переходные режимы движения СА.

Плоское движение спускаемого аппарата с тригармонической моментной характеристикой относительно центра масс при указанных выше допущениях описывается следующим уравнением [2]:

$$\ddot{\alpha} + a(z) \sin \alpha + b(z) \sin 2\alpha + c(z) \sin 3\alpha = 0, \quad (1)$$

где α - угол атаки; $a(z)$, $b(z)$, $c(z)$ - коэффициенты моментной характеристики; z - медленно меняющийся параметр, переменность которого связана с медленным изменением плотности атмосферы в процессе спуска.

Коэффициенты уравнения движения (1), если зависимость плотности атмосферы от высоты аппроксимировать экспонентой, могут быть представлены в виде [3]:

$$a = a_0 z, \quad b = b_0 z, \quad c = c_0 z,$$

$$a_0 = -m_a S l \rho_0 \frac{V_0^2}{2A}, \quad b_0 = -m_b S l \rho_0 \frac{V_0^2}{2A},$$

$$c_0 = -m_c S l \rho_0 \frac{V_0^2}{2A}, \quad z = e^{\beta(t-t_0)}, \quad \beta = \lambda V_0 |\sin \theta_0|,$$

где m_a, m_b, m_c - постоянные коэффициенты, S - характерная площадь, l - характерный размер, A - поперечный момент инерции СА, V_0 - скорость, θ_0 - угол наклона траектории, ρ_0 - плотность атмосферы в начальный момент времени $t = t_0$, λ - логарифмический градиент плотности атмосферы по высоте.

Для выяснения общих свойств движения СА, описываемого системой (1), воспользуемся методом фазовой плоскости. Интеграл энергии системы в случае невозмущенного движения, когда коэффициенты a, b, c постоянны ($z = const$), имеет вид:

$$\frac{\dot{\alpha}^2}{2} - f(\alpha) = h,$$

$$f(\alpha) = (a-c) \cos \alpha + b \cos^2 \alpha + \frac{4}{3} c \cos^3 \alpha. \quad (2)$$

Экстремальные значения функции $f(\alpha)$ соответствуют состояниям равновесия уравнения (1), т.е. особым точкам на фазовой плоскости. Из (2) следует, что в зависимости от значения коэффициентов a, b, c могут существовать две, три или четыре особые точки на отрезке $[0, \pi]$:

$$\alpha_1 = 0, \quad \alpha_2 = \pi, \quad \cos \alpha_3 = \frac{-b-m}{4c}, \quad \cos \alpha_4 = \frac{-b+m}{4c}, \quad (3)$$

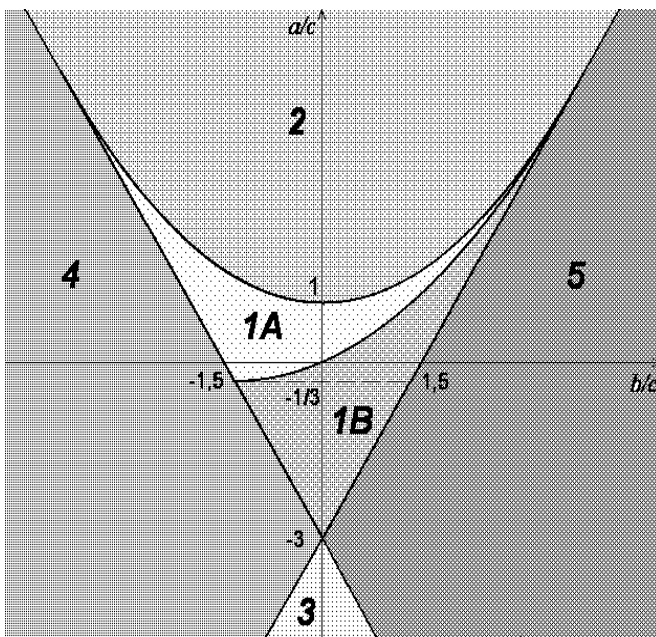
где $m = \sqrt{b^2 - 4ac + c^2}$.

На рис. 1 изображена номограмма для определения области, к которой относятся коэффициенты моментной характеристики СА, и таблица для определения числа и характера особых точек на фазовой плоскости системы. Номограмма разделена на пять областей следующими границами:

$$\frac{a}{c} = \frac{2b}{c} - 3,$$

$$\frac{a}{c} = -\frac{2b}{c} - 3, \quad \frac{a}{c} = \frac{b^2}{4c^2} + 1.$$

В таблице в зависимости от знака коэффициента c и номера области показано, какие положения равно-



№ области	$\alpha_1 = 0$	α_3	α_4	$\alpha_2 = \pi$
$c < 0$				
1A, 1B	Седло	Центр	Седло	Центр
2	Седло	-	-	Центр
3	Центр	-	-	Седло
4	Центр	-	Седло	Центр
5	Седло	Центр	-	Седло
$c > 0$				
1A, 1B	Центр	Центр	Седло	Седло
2	Центр	-	-	Седло
3	Седло	-	-	Центр
4	Седло	Центр	-	Седло
5	Центр	-	Седло	Центр

Рис. 1. Номограмма и таблица для определения числа и типа особых точек фазового портрета

весия являются устойчивыми («центр»), а какие неустойчивыми («седло»). В областях 2 и 3 имеются две особые точки на фазовом портрете системы: 0 и π – этот случай аналогичен случаю физического маятника. В областях 4 и 5 имеются три особые точки на отрезке $[0, \pi]$ – случай аналогичен случаю бигармонической зависимости моментной характеристики. В областях 1А и 1В имеются четыре особые точки: две точки типа «центр» и две типа «седло».

В связи с изменением коэффициентов $a(z), b(z), c(z)$ в процессе движения происходит эволюция фазовых траекторий, в результате которой они могут пересекать сепаратрисы, попадая в различные области фазового портрета, что сопровождается качественным изменением характера движения.

Для описания движения системы с медленно меняющимися параметрами (1) будем использовать интеграл действия, записанный в форме

$$I = \int_{\alpha_{\min}}^{\alpha_{\max}} \dot{\alpha} d\alpha, \quad (4)$$

где α_{\min} и α_{\max} – соответственно минимальное и максимальное значения амплитуды угла атаки (при вращении $\alpha_{\min} = -\pi$ и $\alpha_{\max} = \pi$), величина $\dot{\alpha}$ определяется из (2).

Для системы (1) равенство $I = const$ справедливо для большинства начальных условий с точностью $O(\varepsilon \ln \varepsilon)$ на временах порядка $1/\varepsilon$ [5], где ε – малый параметр, характеризующий скорость изменения параметра z . Исключительное множество начальных условий, для которых эта оценка не справедлива, имеют меру $O(\varepsilon^n)$, где $n \geq 1$ – любое наперёд заданное число. Режимы движения, соответствующие данным начальным условиям, называются режимами зависания СА в окрестности неустойчивого равновесия. Эти режимы подробно исследованы в [2].

В основу анализа движения системы положены аналитические выражения для интеграла действия (4). Моменты времени,

соответствующие переходам между различными областями фазового портрета, определяются из равенства выражения интеграла действия, вычисленного вдоль сепаратрисы, значению интеграла действия, вычисленного по начальным условиям движения.

Величина угла атаки на границе перехода от одного типа движения к другому в общем случае зависит от начальных условий углового движения (от законов распределения начальных углов атаки и угловых скоростей), а также от скорости изменения коэффициентов $a(z), b(z), c(z)$. Полагается, что СА за время движения от $t = 0$ до границы перехода совершено несколько оборотов или колебаний.

В случаях, когда при пересечении сепаратрис фазовая точка может попадать в различные колебательные области, возникает задача выбора области продолжения движения. Пусть сепаратрисы l_1, l_2 отделяют внутренние области движения A_1, A_2 от внешней A_3 . Для выбора области продолжения движения A_1 или A_2 используется понятие вероятности P_1 или P_2 захвата в каждую из них. В соответствии с [6] эта вероятность определяется как доля фазового объёма малой окрестности начальной точки движения, «захватываемая» в рассматриваемую область в пределе, когда малый параметр $\varepsilon \rightarrow 0$ и размер окрестности $\delta \rightarrow 0$, $\varepsilon \ll \delta$, причём $P_1 + P_2 = 1$. Отношение вероятностей вычисляется по формулам:

$$\frac{P_1}{P_2} = \frac{\Theta_1}{\Theta_2}, \quad (5)$$

$$\Theta_i = - \int_{l_i} \frac{\partial [H(\dot{\alpha}, \alpha, z) - H(0, \alpha_4, z)]}{\partial z} \Phi_z dt, \quad (6)$$

$$i = \overline{1, 2},$$

где $H = \frac{\dot{\alpha}^2}{2} - (a-c)\cos\alpha - b\cos^2\alpha - \frac{4}{3}c\cos^3\alpha$ – гамильтониан; $\Phi_z = \dot{z} = \beta z$; $\dot{\alpha} = 0$, $\alpha = \alpha_4$ –

координаты седловой особой точки на фазовом портрете. Интегралы (6) вычисляются вдоль сепаратрис l_1 и l_2 , параметризованных временем t невозмущённого движения по ним. Физический смысл функции Θ_i – скорость приближения площади, ометаемой фазовой траекторией, к площади, ограниченной сепаратрисой.

Следует отметить, что поскольку рассматривается начальный участок траектории спуска, для которого скорость изменения медленно меняющегося параметра $\dot{z} = \beta t > 0$, то будут иметь место только однократные проходы фазовой точки через сепаратрисы из внешних областей во внутренние.

Рассмотрим СА, для которых положение $\alpha_1 = 0$ является устойчивым. Поэтому в дальнейшем будем исследовать только те области, в которых $\alpha_1 = 0$ является центром. Это области 3 и 4 при $c < 0$ и области 1, 2, 5 при $c > 0$ (рис. 1).

Исследуем области 1А, 1В. Они отличаются по количеству особых точек от случаев, когда на СА действует синусоидальный или бигармонический восстанавливающий момент. В области 1А внешняя сепаратриса проходит через $\alpha_2 = \pi$, в области 1В – че-

рез $\alpha_4 = \arccos \frac{-b+m}{4c}$. На границе областей

$$1А \text{ и } 1В \left(\frac{a}{c} = \frac{3b^2}{16c^2} + \frac{b}{2c} \right) \text{ эти сепаратрисы}$$

сливаются. На фазовом портрете, соответствующем области 1А (рис. 2а), имеются пять областей движения: вращательная, внешняя колебательная, в которой содержатся три внутренних колебательных области. В области 1В (рис. 2б) также имеются пять областей движения: вращательная, две внешних колебательных, и в одной из внешних содержатся две внутренних. На границе областей на фазовом портрете имеются четыре области движения: вращательная и три колебательных.

Вычислим необходимые интегралы: I_1 , I_2 – интегралы действия, взятые соответственно вдоль сепаратрис l_1, l_2 , проходящих через седловую точку $\alpha = \alpha_4$; I_3 – интеграл действия, взятый вдоль сепаратрисы l_3 , проходящей через седловую точку $\alpha = \pi$.

Введём дополнительные коэффициенты:

$$f = \sqrt{16c^2 + 48ac},$$

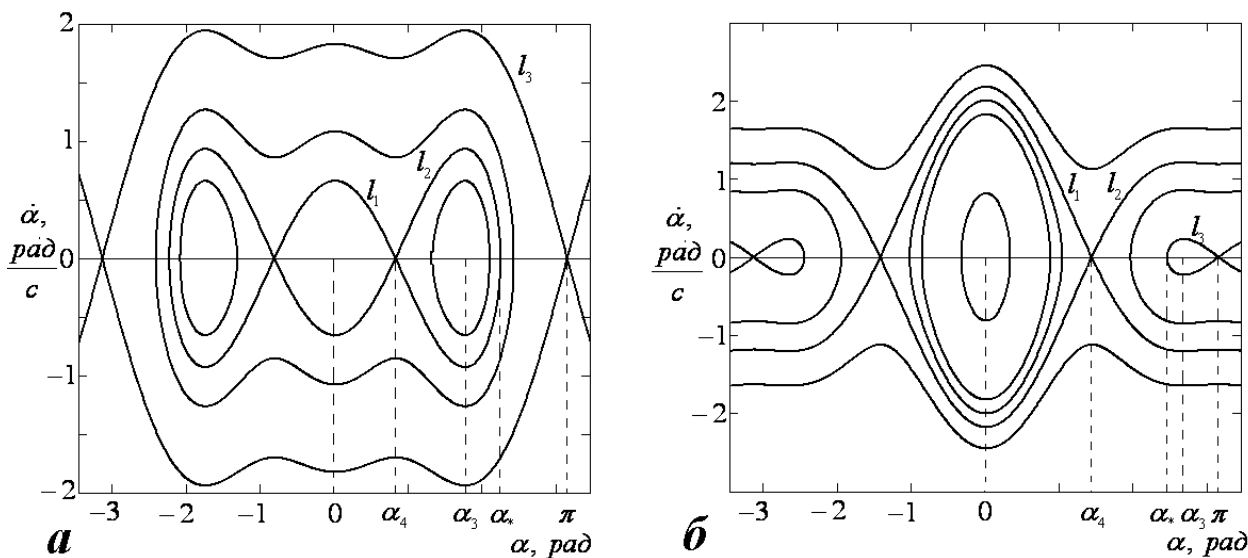


Рис. 2. Фазовые портреты: а) область 1А; б) область 1В

$$d^{A,B} = \sqrt{\mp 9b^2 \mp 24bc \pm 48ac}. \quad (7)$$

Интегралы действия для области 1А, имеют вид:

$$I_1 = \int_{-\alpha_4}^{\alpha_4} \dot{\alpha} d\alpha = 2q_1 + 2q_2 (F(\varphi_1, k_1) - K(k_1)) + 2q_3 (E(\varphi_1, k_1) - E(k_1)), \quad (8)$$

$$I_2 = \int_{\alpha_4}^{\alpha_*} \dot{\alpha} d\alpha = q_1 + q_2 F(\varphi_1, k_1) + q_3 E(\varphi_1, k_1), \quad (9)$$

где $\varphi_1 = \arcsin \sqrt{\frac{24mc}{(4c+b+2m)(4c-b+m)}}$,

$$k_1 = \sqrt{\frac{4c+b+2m}{8c}}, \quad \cos \alpha_* = \frac{-b-2m}{4c},$$

$$q_1 = \frac{(4c+3b)\sqrt{2m(4c-m+b)}}{6c\sqrt{(4c-b+m)}},$$

$$q_2 = -\frac{16c^2 + 3b^2 - 6m^2 - 16bc + 4mc + 3bm}{12c\sqrt{3c}},$$

$$q_3 = -\frac{8b-2m}{3\sqrt{3c}};$$

$$I_3 = \int_{-\pi}^{\pi} \dot{\alpha} d\alpha = \frac{8(f+8c-6b)\sqrt{9c-6b+3a}}{3\sqrt{3}(f+16c)} + \frac{\sqrt{f}(3b+4c)}{3\sqrt{3c}} E(\varphi_3, k_3) + \frac{\sqrt{f}(f-4c-3b)}{6\sqrt{3c}} F(\varphi_3, k_3), \quad (10)$$

где $\varphi_3 = 2 \arctg \sqrt{\frac{16c}{f}}$, $k_3 = \sqrt{\frac{f+3b+4c}{2f}}$.

Интегралы действия для области 1В имеют вид:

$$I_1 = \int_{-\alpha_4}^{\alpha_4} \dot{\alpha} d\alpha = 2q_1 + 2q_2 (F(\varphi_1, k_1) - K(k_1)) + 2q_3 (E(\varphi_1, k_1) - E(k_1)), \quad (11)$$

$$I_2 = \int_{\alpha_4}^{\pi+\alpha_4} \dot{\alpha} d\alpha = 2q_1 + 2q_2 F(\varphi_1, k_1) + 2q_3 E(\varphi_1, k_1), \quad (12)$$

где $\varphi_1 = \arcsin \sqrt{\frac{(4c+b+2m)(4c-b+m)}{24mc}}$,

$$k_1 = \sqrt{\frac{8c}{4c+b+2m}},$$

$$q_1 = \frac{(m+2b)\sqrt{2(4c-m+b)(m+4c-b)}}{9c\sqrt{m}},$$

$$q_2 = \frac{\sqrt{b+2m+4c}(b+2m-4c)}{3\sqrt{6c}},$$

$$q_3 = -\frac{(4b-m)\sqrt{b+2m+4c}}{3\sqrt{6c}};$$

$$I_3 = \int_{\alpha_*}^{\pi} \dot{\alpha} d\alpha = \frac{(4c-3b)\sqrt{3c-2b+a}}{6c} + \frac{\sqrt{4c+3b+d}(4c+3b)}{6c\sqrt{3}} (E(k_3) - E(\varphi_3, k_3)) + \frac{-d\sqrt{(4c+3b+d)}}{6c\sqrt{3}} (K(k_3) - F(\varphi_3, k_3)),$$

при $a > -\frac{c}{3}$,

где $\varphi_3 = \arcsin \sqrt{\frac{4c+3b+d}{16c}}$,

$$k_3 = \sqrt{\frac{4c+3b-d}{4c+3b+d}}, \quad \cos \alpha_* = \frac{-3b+4c+d}{8c};$$

$$I_3 = \int_{\alpha_*}^{\pi} \dot{\alpha} d\alpha = \frac{\sqrt{(12c-3b-d)(4c-9b+d)}}{3\sqrt{3c(12c-3b+d)}} + \frac{\sqrt{2d}(3b+4c)}{6c\sqrt{3}}(E(k_3) - E(\varphi_3, k_3)) - \frac{\sqrt{2d}(3b+4c+d)}{12c\sqrt{3}}(K(k_3) - F(\varphi_3, k_3)),$$

при $a < -\frac{c}{3}$,

(14)

где $\varphi_3 = \arcsin \sqrt{\frac{2d}{d-3b+12c}}$,

$$k_3 = \sqrt{\frac{d-3b-4c}{2d}}, \quad \cos \alpha_* = \frac{-3b+4c-d}{8c};$$

$$I_3 = \int_{\alpha_*}^{\pi} \dot{\alpha} d\alpha = \frac{(4c-3b)^{\frac{3}{2}}}{3c\sqrt{6}}, \quad \text{при } a = -\frac{c}{3},$$

(15)

где $\cos \alpha_* = \frac{-3b}{4c}$.

Пусть начальные условия соответствуют вращательному движению СА. Из (8) – (15), учитывая постоянство интеграла действия, можно определить значение коэффициента c в момент перехода из одной области движения в другую через начальные условия. Тогда, учитывая, что

$$c = c_0 \exp(\beta(t-t_0))$$

и полагая $t_0 = 0$, время t_1 перехода из вращения в колебание и время t_2 перехода из внешней колебательной области во внутреннюю определяются по формулам (индексами A и B вверху обозначены области 1А и 1В соответственно):

$$t_1^A = \frac{2}{\beta} \ln \frac{I_0}{I_3}, \quad t_2^A = \frac{2}{\beta} \ln \frac{I_0}{I_1 + 2I_2},$$

$$t_1^B = \frac{2}{\beta} \ln \frac{I_0}{I_1 + I_2}, \quad t_2^B = \frac{2}{\beta} \ln \frac{I_0 - I_1}{2I_3}, \quad (16)$$

где интегралы I_1, I_2, I_3 вычисляются по формулам (8) – (15) при

$$a = a_0, \quad b = b_0, \quad c = c_0;$$

значение интеграла действия I_0 определяется по начальным условиям и в общем случае вычисляется по формуле (4). В случае, когда коэффициенты a_0, b_0, c_0 малы по сравнению с угловой скоростью в начальный момент времени, интеграл действия I_0 можно вычислить по формуле: $I_0 = 2\pi\dot{\alpha}_0$.

Пусть начальные условия соответствуют движению во внешней колебательной области. Тогда формула для вычисления времени перехода t_2 из внешней колебательной области во внутреннюю имеет вид:

$$t_2^A = \frac{2}{\beta} \ln \frac{I_0}{I_1 + 2I_2}, \quad t_2^B = \frac{2}{\beta} \ln \frac{I_0}{2I_3}.$$

Вероятности попадания в колебания относительно различных положений равновесия ($\alpha = 0, \alpha = \pm\alpha_3, \alpha = \pi$) с учётом (5), (6) вычисляются следующим образом:

$$P_0^A = \frac{I_1}{I_1 + 2I_2}, \quad P_{\pm\alpha_3}^A = \frac{I_2}{I_1 + 2I_2}, \quad P_0^B = \frac{I_1}{I_1 + I_2},$$

$$P_{\pi}^B = \frac{I_2}{I_1 + I_2}, \quad P_{\pm\alpha_3}^B = \frac{1}{2}. \quad (17)$$

Исследуем области 2 и 5 (рис. 3). На фазовом портрете, соответствующем области 2 (рис. 3а), имеются две области движения: вращательная и колебательная. На фазовом портрете, соответствующем области 5 (рис. 3б), имеются три области движения: вращательная и две колебательные.

В области 2 имеется только одна сепаратриса, проходящая через $\alpha = \pi$. Выражение для интеграла действия совпадает с выражением (10) для I_3 в области 1А. Задача

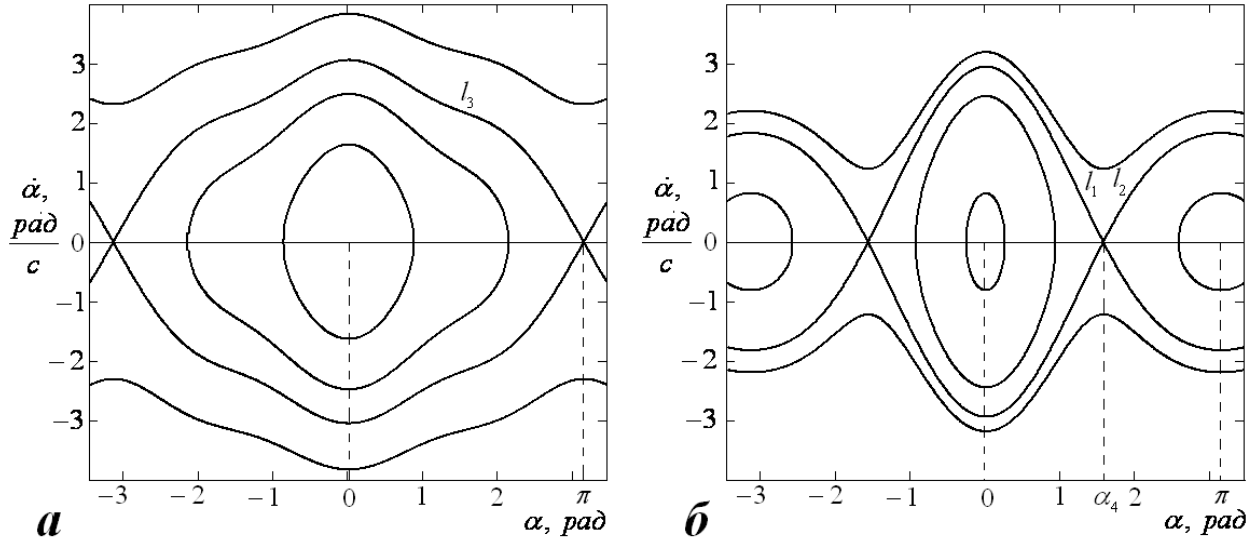


Рис. 3. Фазовые портреты: а) область 2; б) область 5

выбора области продолжения движения не возникает, а время перехода из вращения в колебание можно определить по формуле

$$t = \frac{2}{\beta} \ln \frac{I_0}{I_3}. \quad (18)$$

В области 5 имеется одна сепаратриса, проходящая через $\alpha = \alpha_4$. Выражения для интегралов действия совпадают с выражениями (11), (12) для I_1 и I_2 в области 1В. Время перехода из вращения в колебание и вероятности попадания в колебания относительно $\alpha = 0$ или $\alpha = \pi$ можно определить по формулам

$$t = \frac{2}{\beta} \ln \frac{I_0}{I_1 + I_2}, \quad P_0 = \frac{I_1}{I_1 + I_2},$$

$$P_\pi = \frac{I_2}{I_1 + I_2}. \quad (19)$$

Исследуем области 3 и 4 (рис. 4). На фазовом портрете, соответствующем области 3 (рис. 4а), имеются две области движения: вращательная и колебательная. На фазовом портрете, соответствующем области 4 (рис. 4б), имеются три области движения: вращательная и две колебательные.

В области 3 имеется одна сепаратриса, проходящая через $\alpha = \pi$. Выражение для интеграла действия имеет следующий вид:

$$I_3 = \int_{-\pi}^{\pi} \dot{\alpha} d\alpha = \frac{8\sqrt{3c-2b+a}}{3} +$$

$$+ \frac{\sqrt{2d}(3b+4c)}{3\sqrt{3c}} (E(k_3) - E(\varphi_3, k_3)) -$$

$$- \frac{\sqrt{2d}(4c+3b+d)}{6\sqrt{3c}} (K(k_3) - F(\varphi_3, k_3)), \quad (20)$$

где $\varphi_3 = \arcsin \sqrt{\frac{12c-3b+d}{-4c-3b+d}},$

$$k_3 = \sqrt{\frac{d-3b-4c}{2d}}.$$

Задача выбора области продолжения движения не возникает, а время перехода из вращения в колебание можно определить аналогично области 2 по формуле (18).

В области 4 имеется одна сепаратриса, проходящая через $\alpha = \alpha_4$. Выражения для интегралов действия I_1, I_2 , взятых вдоль сепаратрис l_1 и l_2 , вычисляются по следующим формулам:

$$I_1 = \int_{-\alpha_4}^{\alpha_4} \dot{\alpha} d\alpha = 2q_1 + 2q_2 (F(\varphi_1, k_1) - K(k_1)) +$$

$$+ 2q_3 (E(\varphi_1, k_1) - E(k_1)), \quad (21)$$

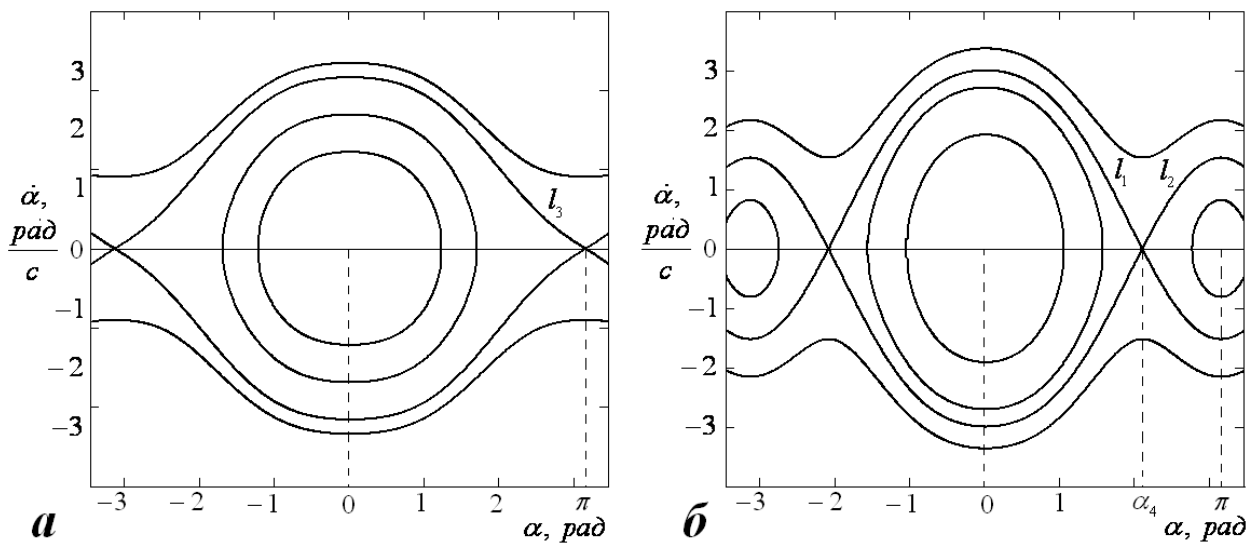


Рис. 4. Фазовые портреты: а) область 3; б) область 4

$$I_2 = \int_{\alpha_4}^{\pi+\alpha_4} \dot{\alpha} d\alpha = 2q_1 + 2q_2 F(\varphi_1, k_1) + 2q_3 E(\varphi_1, k_1), \tag{22}$$

где $\varphi_1 = \arcsin \sqrt{\frac{m-b+4c}{8c}}$,

$$k_1 = \sqrt{\frac{8c}{4c-b-2m}},$$

$$q_1 = \frac{-\sqrt{2m(4c-m+b)(4c-b+m)}}{6c},$$

$$q_2 = \frac{\sqrt{2}(16ac-5b^2-4bm)}{6c\sqrt{3(b+2m-4c)}},$$

$$q_3 = \frac{(4b-m)\sqrt{2(b+2m-4c)}}{6\sqrt{3}c}.$$

Время перехода из вращения в колебание и вероятности попадания в колебания относительно $\alpha = 0$ или $\alpha = \pi$ можно определить аналогично области 5 по (19).

Для иллюстрации переходных режимов движения на рис. 5 показан характер изменения плоского движения СА для следующих начальных данных:

$$a_0 = 0,05 c^{-2}, \quad b_0 = -0,1 c^{-2}, \quad c_0 = 0,1 c^{-2},$$

$$\alpha_0 = 1,5 \text{ рад}, \quad \dot{\alpha}_0 = 0,8 \text{ рад/с}, \quad \beta = 0,03 c^{-1}$$

СА, совершив три полных оборота (6π), в некоторый момент времени t_1 начинает совершать колебательные движения относительно устойчивого положения равновесия $\alpha = 0$, охватывая при этом два неустойчивых положения равновесия $\pm\alpha_4 = \pm 0,819$ и два устойчивых положения равновесия $\pm\alpha_3 = \pm 1,755$. Затем СА в следующий момент времени t_2 начинает совершать колебания относительно устойчивого положения равновесия $-\alpha_3 = -1,755$. Аэродинамические характеристики СА относятся к области 1А ($\frac{a_0}{c_0} = 0,5$, $\frac{b_0}{c_0} = -1$, рис. 1),

фазовый портрет аналогичен приведённому на рис. 2а. Следовательно, вычисления интегралов действия необходимо производить по формулам (8) – (10), а времён перехода и вероятности попадания в колебания относительно различных положений равновесия ($\alpha = 0$, $\alpha = \pm\alpha_3$) – по формулам (16), (17) с индексом А. В результате расчётов:

$$t_1 = 26,576 c, \quad t_2 = 118,661 c, \quad P_0 = 0,282,$$

$$P_{\alpha_3} = 0,359, \quad P_{-\alpha_3} = 0,359.$$

Как видно из рис. 5, результаты численного интегрирования уравнения (1) для вре-

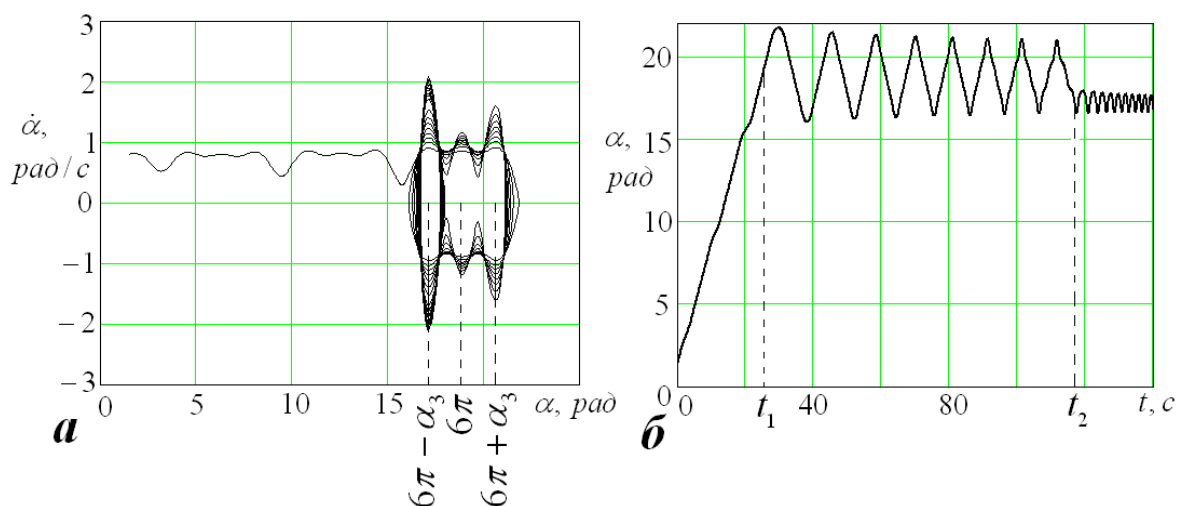


Рис. 5. Характер изменения углового движения СА
а) фазовая траектория; б) зависимость угла атаки от времени

мён перехода с точностью до периода колебаний совпадают со значениями, полученными по аналитическим выражениям.

В [2] рассмотрено плоское движение неуправляемого тела со следующей моментной характеристикой:

$$m(\alpha) = 0,694 \sin \alpha + 0,342 \sin 2\alpha - 0,126 \sin 3\alpha.$$

Коэффициенты, стоящие при гармониках разложения, соответствуют случаю об-

ласти 4 ($\frac{a_0}{c_0} = -5,508$ $\frac{b_0}{c_0} = -2,714$, рис. 1),

фазовый портрет аналогичен приведённому на рис. 4б. Вычисляется вероятность попадания в колебания относительно устойчивого положения равновесия $\alpha = \pi$ путём расчёта по интегральным формулам, а также многократным численным интегрированием дифференциального уравнения (1). Получено значение вероятности $P_\pi = 0,05$. Расчёт, проведённый по формулам (19), (21), (22), дал такой же результат.

Полученные в данной работе формулы позволяют определить времена перехода от одного типа движения к другому, не прибегая к численному интегрированию, а также определить вероятности попадания в ту или иную колебательную область, не проводя статистических расчётов для СА с тригармонической моментной характеристикой.

Библиографический список

1. Кузмак Г. Е. Динамика неуправляемого движения летательных аппаратов при входе в атмосферу [Текст]/Г. Е. Кузмак – М.: Наука, 1970.
2. Ярошевский В. А. Движение неуправляемого тела в атмосфере [Текст]/В. А. Ярошевский – М.: Машиностроение, 1978.
3. Асланов В. С., Тимбай И. А. Переходные режимы углового движения КА на верхнем участке траектории спуска [Текст]/В. С. Асланов, И. А. Тимбай// Космические исследования. - 2001. - Т. 35. - № 3. - С. 279 – 286.
4. Асланов В. С. Пространственное движение тела при спуске в атмосфере. [Текст]/ В. С. Асланов – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004.
5. Нейштадт А. И. Об изменении адиабатического инварианта при переходе через сепаратрису [Текст]/А. И. Нейштадт//Физика плазмы. - 1986. - Т.12. - Вып. 8. - С. 992.
6. Лифшиц И. М., Служкин А. А., Набутовский В. М. Об особенностях движения заряженных частиц в переменном и неоднородном электромагнитном поле [Текст]/И. М. Лифшиц, А. А. Служкин, В. М. Набутовский// Журн. эксперим. и теорет. физики. - 1961. - Т. 41. - Вып. 3. - С. 939.

References

1. Kuzmak, G. Ye. Dynamics of spacecraft uncontrolled motion during reentry into the atmosphere / G. Ye. Kuzmak – Moscow: Nauka, 1970.
2. Yaroshevsky, V. A. Motion of uncontrolled bodies in the atmosphere / V. A. Yaroshevsky – Moscow: Mashinostroyeniye, 1978.
3. Aslanov, V. S., Timbay I. A., Transient modes of spacecraft angular motion at the upper section of the reentry trajectory / V. S. Aslanov, I. A. Timbay // Kosmicheskiye Issledovaniya (Space Research) 2001. Vol. 35 No. 3, pp. 279 – 286.
4. Aslanov, V. S. Spatial motion of a body during its reentry into the atmosphere / V. S. Aslanov – Moscow: Physmatlit, 2004.
5. Neuschadt, A. I. Variation of Adiabatic Invariant during the crossing of a separatrix / A. I. Neuschadt // Physica Plasmy (Plasma Physics), 1986. Vol.12. Issue 8. p. 992.
6. Lifshits, I. M., Slutskin A. A., Nabutovsky V. M. Peculiarities of charged particle motion in an alternative inhomogeneous electromagnetic field / I. M. Lifshits, A. A. Slutskin, V. M. Nabutovsky // Journal of experimental and theoretical physics. 1961. Vol. 41, Issue 3. p. 939.

ANALYSIS OF PLANE MOTION RELATIVE TO THE CENTRE OF MASS OF A DESCENT CAPSULE WITH THE THREE-HARMONIC MOMENT CHARACTERISTICS DURING ITS REENTRY

© 2010 Ye. V. Barinova, I. A. Timbay

Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

The paper analyses plane motion of an uncontrolled descent capsule about its centre of mass. The aerodynamic stabilizing moment of the spacecraft by an odd Fourier series by the angle of attack with the first three harmonics. A nomogram for determining the type and number of singular points of the system phase portrait has been constructed depending on the relation of coefficients at decomposition harmonics. Analytical formulae for the action integral taken along the separatrix, expressed through elementary functions and elliptical integrals of the first and second kind have been established. The moments of transition between various areas of the phase plane have been determined. Formulae for assessing the possibility of capture into one region or another have been established for the cases of motion when the phase point may fall into various oscillation regions when crossing the separatrix.

Descent capsule, aerodynamic stabilizing moment, phase portrait, separatrix, action integral, probability.

Информация об авторах

Баринова Елена Витальевна, аспирант кафедры высшей математики Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). Область научных интересов: динамика летательных аппаратов. E-mail: 15545@yandex.ru.

Тимбай Иван Александрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой высшей математики Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). Область научных интересов: динамика летательных аппаратов. E-mail: timbai@ssau.ru.

Barinova Yelena Vitalyevna, post-graduate student of the department of higher mathematics, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), 15545@yandex.ru. Area of research: aircraft dynamics.

Timbay Ivan Alexandrovitch, doctor of technical sciences, professor, head of the department of higher mathematics, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), timbai@ssau.ru. Area of research: aircraft dynamics.

УДК 629.7.02

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ОБШИВКИ ПОДКРЕПЛЁННЫХ ОТСЕКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ СЖАТИИ

© 2010 О. В. Борисова, Л. М. Савельев

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматриваются панели обшивки клёпаных цилиндрических отсеков летательных аппаратов при осевом сжатии. Целью настоящего исследования, основанного на методе конечных элементов (МКЭ), является установление такой зависимости критического напряжения от геометрических параметров панели, которую можно было бы рекомендовать для практического применения.

Метод конечных элементов, пластина, цилиндрическая панель, устойчивость, критическое напряжение, сжатие, форма потери устойчивости.

При осевом сжатии круговой цилиндрической оболочки решение линеаризованного уравнения устойчивости [1] приводит к классическому результату

$$\sigma_{кр} = K \frac{E\delta}{R}, \quad (1)$$

где E - модуль упругости материала, из которого изготовлена оболочка; δ , R - соответственно толщина и радиус кривизны оболочки. Для оболочки идеальной формы коэффициент устойчивости K равен

$$K = \frac{1}{\sqrt{3(1-\mu^2)}}, \quad (2)$$

где μ - коэффициент Пуассона. При $\mu = 0,3$ имеем $K = 0,605$.

Если оболочка имеет начальные несовершенства, то критическое напряжение оказывается значительно ниже. Предложены различные приближённые зависимости для коэффициента устойчивости, основанные на экспериментальных данных. Например, в [2, 3]

$$K = 0,605\psi, \quad (3)$$

где

$$\psi = 1 - 0,9 \left(1 - e^{-\frac{1}{16}\sqrt{\frac{R}{\delta}}} \right). \quad (4)$$

Формулу для определения критического напряжения цилиндрической панели (рис. 1) удобно представить в виде, аналогичном случаю плоской пластины:

$$\sigma_{кр} = K \frac{E}{(b/\delta)^2}, \quad (5)$$

где b - ширина панели.

Согласно [1], для идеальной геометрии величина K при $L > b$ в случае шарнирного опирания по всем сторонам определяется следующим образом:

$$K = \begin{cases} 3,6 + \frac{1}{39,5}\varphi^2 & \text{при } \varphi \leq 12, \\ 0,605\varphi & \text{при } \varphi > 12. \end{cases} \quad (6)$$

Здесь через $\varphi = b^2/(R\delta)$ обозначен параметр, характеризующий кривизну панели. Первое слагаемое в первой из формул (6) совпадает с коэффициентом устойчивости плоской прямоугольной панели, шарнирно опертой по всем кромкам; второе же слагаемое даёт учёт кривизны панели.

Так же, как и для замкнутой оболочки, значительное влияние на критическое напряжение панели могут оказать начальные не-правильности, которые всегда имеют место в реальных конструкциях. В [2] предложено соотношения (6) представить в виде

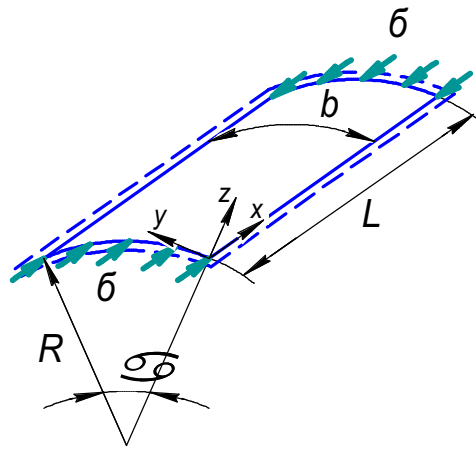


Рис. 1. Цилиндрическая панель, шарнирно опёртая по всем сторонам, при осевом сжатии

$$K = \begin{cases} K_{nl} + \frac{K_{об}^2}{4K_{nl}} \varphi^2 & \text{при } \varphi \leq \frac{2K_{nl}}{K_{об}}, \\ K_{об} \varphi & \text{при } \varphi > \frac{2K_{nl}}{K_{об}}. \end{cases} \quad (7)$$

Под K_{nl} понимается коэффициент устойчивости в предположении, что кривизна панели отсутствует, а под $K_{об}$ - коэффициент устойчивости для гладкой оболочки. Если принять $K_{nl} = 3,6$ и $K_{об} = 0,605$, то получим зависимости (6). Представление (7) позволяет сравнительно просто учитывать влияние начальных несовершенств оболочки или особенности закрепления кромок панели. Для этого достаточно соответствующим образом определять коэффициенты K_{nl} и $K_{об}$. В [2] предлагается в качестве $K_{об}$ брать зависимости (3) и (4), тем самым учитывая влияние начальных несовершенств. Таким образом, для шарнирно опёртой панели в соотношениях (7) предлагается использовать значения

$$K_{nl} = 3,6; \quad K_{об} = 0,605 - 0,545 \left(1 - e^{-\frac{1}{16} \sqrt{\frac{R}{\delta}}} \right). \quad (8)$$

При этом коэффициент устойчивости K оказывается функцией не только параметра φ , но и отношения R/δ .

На первый взгляд, такой подход может показаться приемлемым. Однако поправка (4) на начальные несовершенства зависит лишь от отношения R/δ , но не зависит от числа продольных подкреплений цилиндрической оболочки или, что то же самое, от величины центрального угла панели. В то же время, как показывают эксперименты, влияние начальных несовершенств снижается с увеличением числа подкрепляющих элементов.

Заметим, что в расчётной практике чаще всего используется формула

$$\sigma_{кр} = \frac{3,6E}{(b/\delta)^2} + \frac{0,15E\delta}{R}, \quad (9)$$

предложенная в [4]. Эта формула привлекает своей простотой, но является сугубо приближённой. Её можно представить в стандартном виде (5) с коэффициентом устойчивости

$$K = 3,6 + 0,15\varphi. \quad (10)$$

Линейная зависимость (10) существенно отличается от зависимостей (6) или (7), (8), что видно из рис. 2.

Таким образом, имеющиеся рекомендации по определению критических напряжений обшивки при сжатии могут приводить к сильно различающимся результатам. В связи с этим в данной работе для исследования устойчивости используется МКЭ (програм-

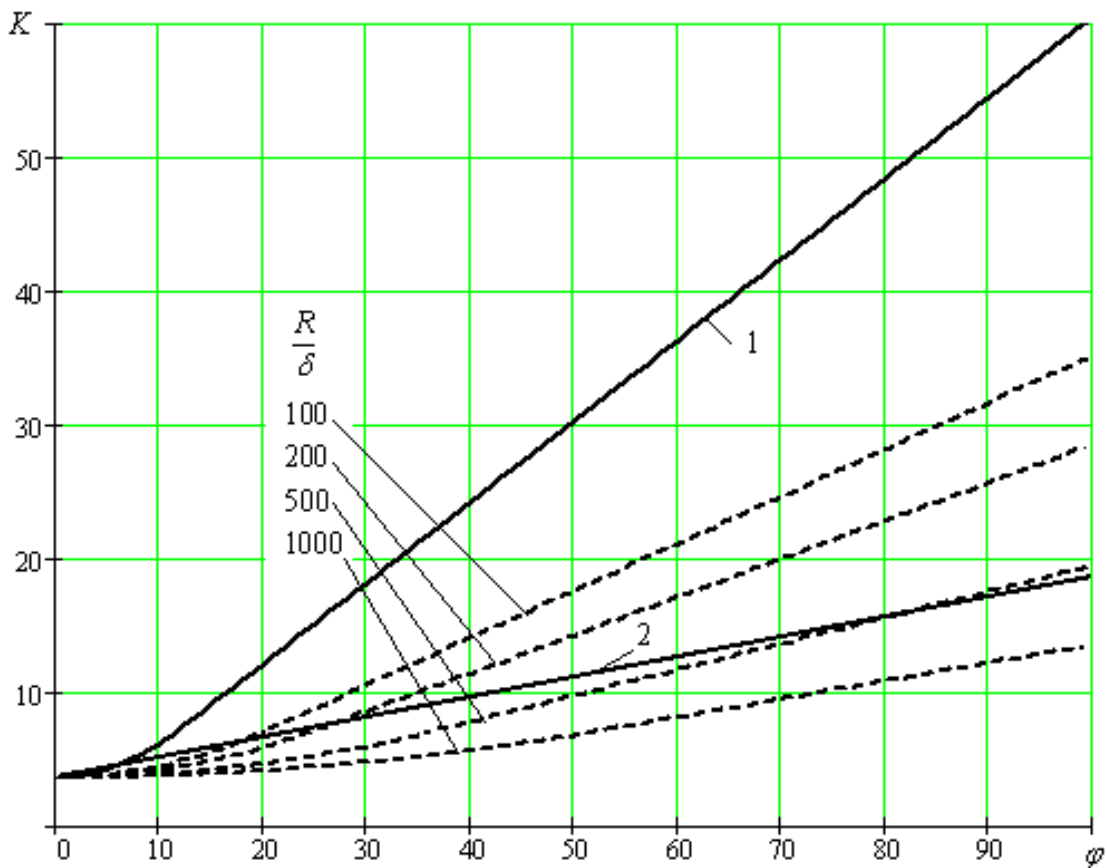


Рис. 2. Теоретические зависимости $K(\varphi)$ для цилиндрической панели при сжатии
 1 – по (6); 2 – по (10); - - - - - по (7), (8)

мный комплекс MSC PATRAN / NASTRAN 2001).

Конечно-элементная модель панели показана на рис. 3. Панель считается шарнирно опертой по всем сторонам, причём связи, ограничивающие перемещения сторон, ориентировались в радиальном направлении. Помимо них вводились также дополнительные связи, фиксирующие панель в пространстве как жёсткое тело.

Значение коэффициента устойчивости

определялось по формуле:
$$K = \frac{\pi^2 k}{12(1 - \mu^2)},$$

где $k = \frac{b^2}{\pi^2 D} \lambda \frac{q}{\delta}$. Здесь $D = \frac{E\delta^3}{12(1 - \mu^2)}$ - изгибная жёсткость; q - погонная сила, интенсивность которой для расчёта начального равновесного состояния принималась равной

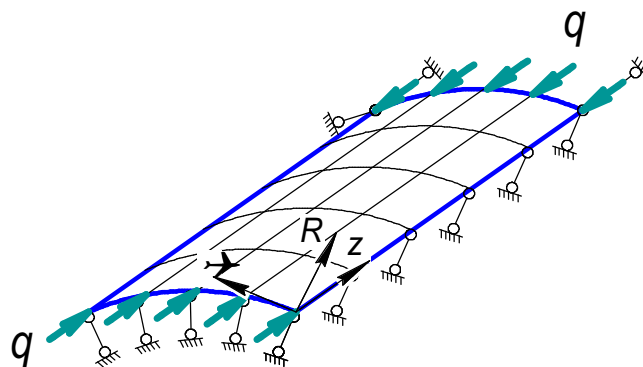


Рис. 3. Конечно-элементная модель цилиндрической панели

1; λ - критическое значение коэффициента нагрузки, которое показывает, во сколько раз нужно увеличить приложенную нагрузку, чтобы получить её критическую величину. При $\mu = 0,3$ имеем $K = 0,904k$. При проведении расчётов принималось фиксированное отношение сторон $\gamma = L/b = 2$.

Было рассмотрено влияние размера сетки конечных элементов на точность получаемых результатов. В качестве эталона принималась весьма мелкая сетка, для которой вдоль направляющей взято 100 конечных элементов, а вдоль образующей - 200. Было установлено, что при $L/b = 2$ сетка 25×50 обеспечивает достаточную точность расчётов (не менее трёх верных значащих цифр для λ).

Принято, что коэффициент устойчивости является функцией параметра φ . Расчёты проводились следующим образом: фиксировались толщина панели $\delta = 1$ мм, её ширина $b = 100$ мм и длина $L = 200$ мм, а радиус R менялся для получения различных значений φ . Отдельно рассматривался случай плоской пластины. В табл. 1 представлены значения коэффициентов устойчивости k и

K для пластины при различных отношениях b/δ . Форма потери устойчивости в этом случае (рис. 4) соответствует классическим представлениям (одна полуволна в поперечном направлении и две в продольном). В связи с тем, что в используемом программном пакете конечные элементы строятся на основе гипотез типа Тимошенко, получаемые значения коэффициента устойчивости несколько отличаются от классического результата ($k = 4$ для $\gamma = 2$), полученного в предположении о том, что пластина является тонкой и подчиняется гипотезам Кирхгофа. Как видно из табл. 1, лишь для очень тонких пластин ($b/\delta \geq 100$) результаты, полученные по МКЭ, практически совпадают с классическим результатом (различие составляет менее 1%). Для не слишком тонких пластин значения коэффициента устойчивости оказываются меньше. В дальнейших расчётах геометрия выбиралась таким образом, чтобы $b/\delta = 100$ для сопоставления результатов по МКЭ с аналитическими результатами.

В табл. 2 и на рис. 5а представлены результаты расчётов на устойчивость панелей для некоторых значений параметра φ . Зна-

Таблица 1. Значения коэффициентов устойчивости для пластины при сжатии ($\gamma = 2$)

b/δ	k	K
20	3,8184	3,4511
50	3,9413	3,5621
100	3,9754	3,5929
200	3,9898	3,6059
500	3,9962	3,6118
1000	3,9977	3,6131

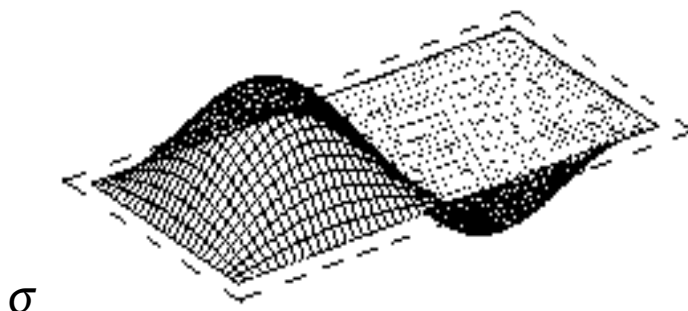


Рис. 4. Форма потери устойчивости прямоугольной пластины в случае $\gamma = 2$

Таблица 2. Коэффициент устойчивости цилиндрической панели при осевом сжатии

φ	K	φ	K	φ	K	φ	K
0	3,5929	0,8	3,6129	16	5,7299	34	9,3125
0,06	3,6758	0,9	3,6016	18	6,2278	36	9,7289
0,08	3,5698	1	3,6044	20	6,7564	38	10,1595
0,1	3,6323	2	3,6323	21	7,0308	40	10,6077
0,2	3,5787	4	3,7401	22	7,2046	50	13,0551
0,3	3,5981	6	3,9208	24	7,5082	60	15,7756
0,4	3,6102	8	4,1747	26	7,8301	70	18,6841
0,5	3,6164	10	4,4825	28	8,1726	80	21,7097
0,6	3,5998	12	4,8503	30	8,5342	90	24,8111
0,7	3,6061	14	5,2685	32	8,9146	100	27,9531

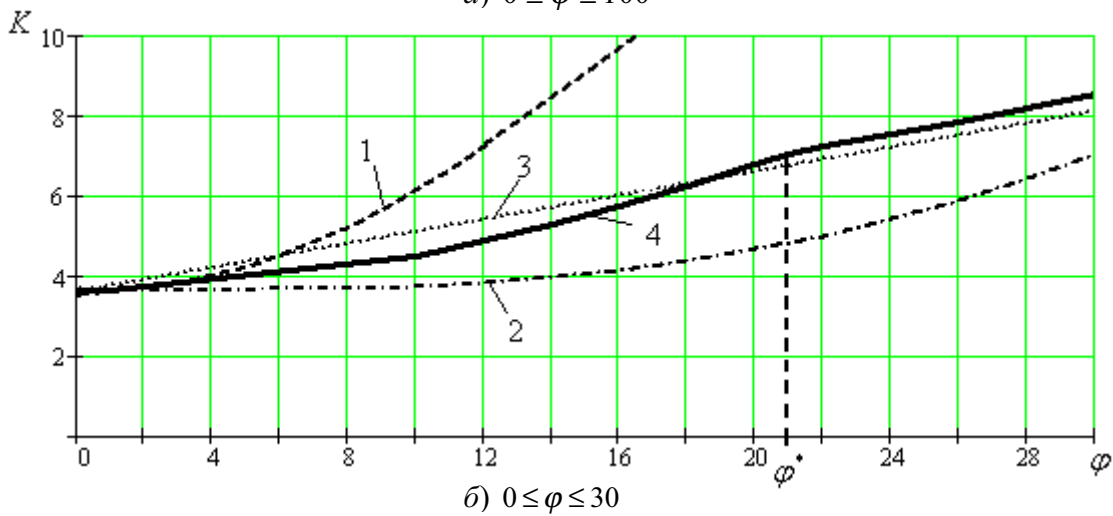
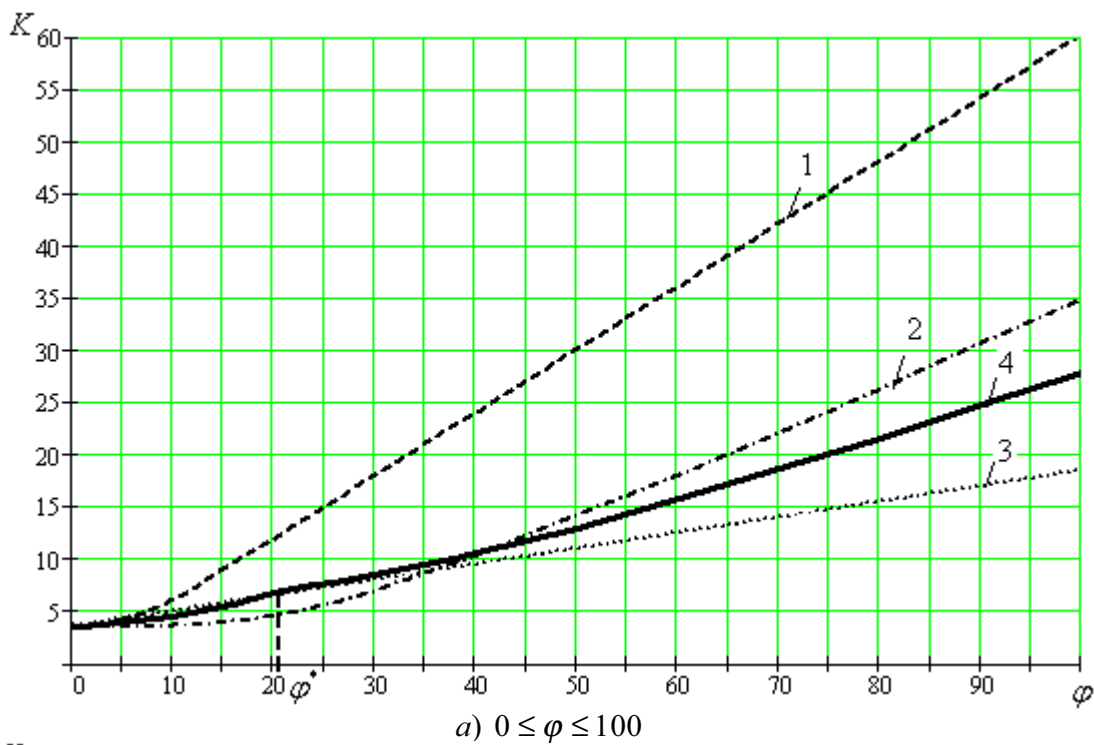


Рис. 5. Зависимости $K(\varphi)$ для цилиндрической панели
 1 – по (6); 2 – по (7), (8); 3 – по (10); 4 – МКЭ

чение коэффициента устойчивости при $\varphi = 0$ взято по результатам расчётов пластины при $b/\delta = 100$. На рис. 5б показаны зависимости коэффициента устойчивости от параметра кривизны φ для диапазона, являющегося наиболее важным для практического приложения.

На графике наблюдается излом при значении $\varphi^* \approx 21$. Он объясняется тем, что при $\varphi > \varphi^*$ панель охватывает сравнительно большой центральный угол α , и её работа на устойчивость приближается к работе гладкой замкнутой цилиндрической оболочки. Формы потери устойчивости для $\varphi \leq \varphi^*$ и $\varphi > \varphi^*$ изображены на рис. 6.

На рис. 5 приведены также приближённые аналитические зависимости $K(\varphi)$ применительно к случаю $b/\delta = 100$. Как и следовало ожидать, формула (6) дает сильно завышенные результаты. Это связано с тем, что на устойчивость реальной оболочки значительное влияние оказывают начальные не правильности. Приближённые зависимости, предложенные в [2] и [4], значительно луч-

ше согласуются с результатами, полученными по МКЭ. Но обе эти зависимости при тех или иных значениях φ могут давать как заниженное, так и завышенное значение критического напряжения. Следует заметить, что при выполнении численных расчётов по МКЭ формально начальные не правильности в виде отклонений от идеальной цилиндрической формы не вводились в конечно-элементную модель. Но докритическое состояние, рассчитанное по МКЭ, оказывается всегда моментным, так что возмущение начального безмоментного напряженного состояния при расчёте на устойчивость здесь всегда присутствует.

Полученную зависимость коэффициента устойчивости K от кривизны можно представить приближённо в виде простых зависимостей:

$$K = \begin{cases} K_{nl}(1 + \omega^2) & (\omega \leq 1), \\ K_{nl}(1,35 + 0,65\omega^{3/2}) & (\omega > 1). \end{cases} \quad (11)$$

В этих формулах K_{nl} выбирается в зависимости от отношения b/δ согласно табл. 1 (для тонких пластин можно принимать

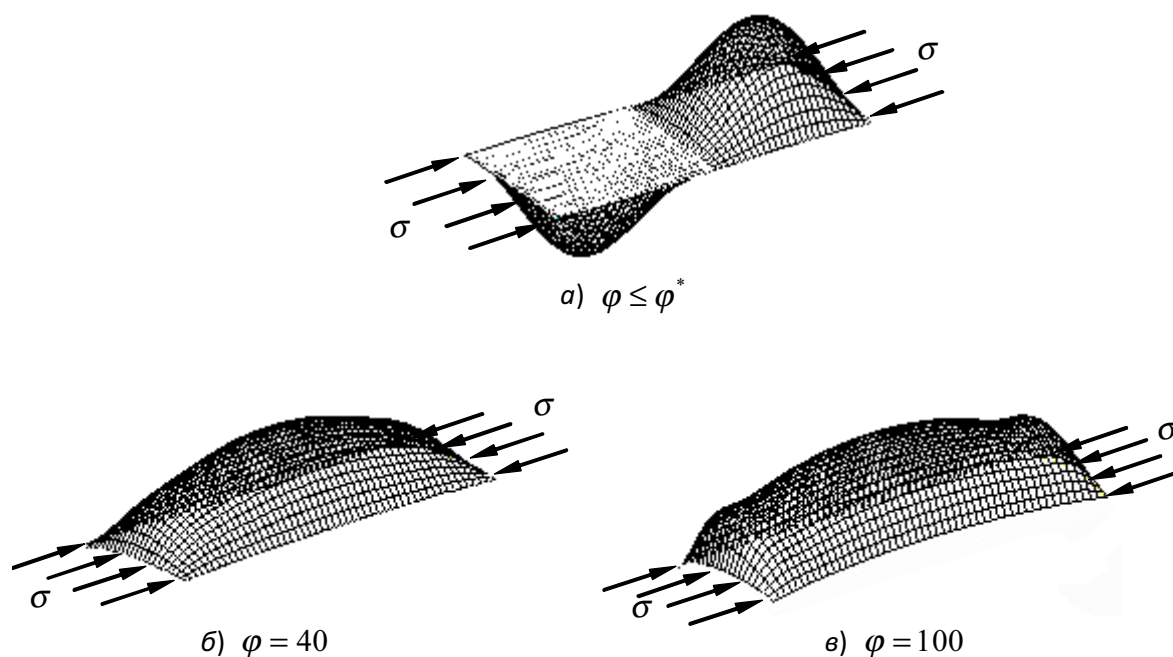


Рис. 6. Формы потери устойчивости цилиндрической панели

$K_{nl} = 3,6$), а параметр ω определяется выражением

$$\omega = \varphi / (6K_{nl}). \quad (12)$$

На рис. 7 сплошной линией показана зависимость (11), кружками – результаты, полученные по МКЭ.

Таким образом, использование МКЭ даёт возможность уточнить значения критических напряжений. Результаты расчётов в случае осевого сжатия панели можно свести к приближённым соотношениям (11), которые могут быть рекомендованы для практического употребления в широком диапазоне изменения параметра кривизны φ .

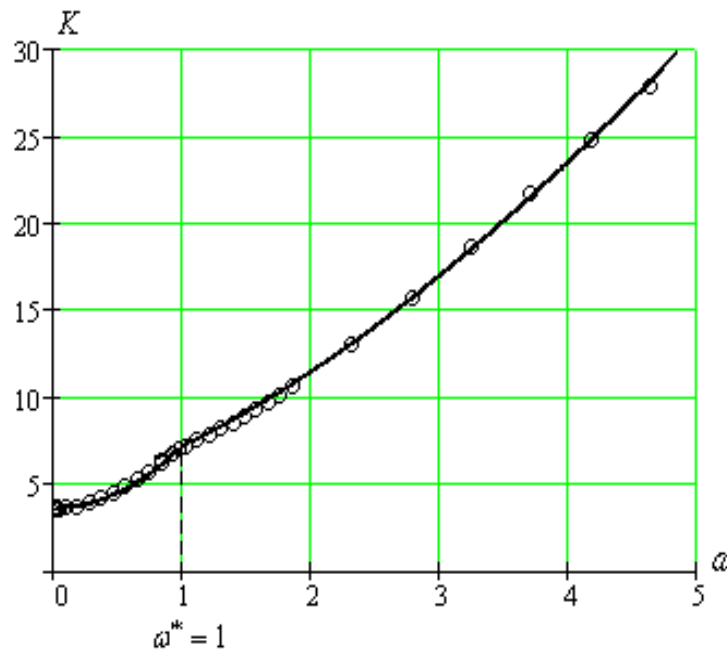


Рис. 7. Зависимость K от параметра ω

Библиографический список

1. Вольмир, А. С. Устойчивость упругих систем [Текст]: / А. С. Вольмир. – М.: Физматгиз, 1963. – 879 с.
2. Прочность ракетных конструкций [Текст]: учеб. пособие для машиностр. спец. вузов/ Моссаковский В. И., Макренков А. Г., Никитин П. И. – М.: Высш. шк., 1990. – 359 с.
3. Основы строительной механики ракет. [Текст]: учеб. пособие для студентов высших учебных заведений/ Балабух Л. И., Колесников К. С., Зарубин В. С. – М.: Высш. шк., 1969. – 496 с.
4. Кан, С. Н. Расчет самолета на прочность. [Текст]: / С. Н. Кан, И. А. Свердлов. – М.: Оборонгиз, 1940. – 638 с.

References

1. Volmir, A. S. Buckling of elastic systems / A. S. Volmir – Moscow: Physmatgiz, 1963. – 879 p.
2. Strength of rocket elements : teaching aid for mechanical engineering specialization of higher educational institutions / Mossakovsky V. I., Makrenkov A. G., Nikitin P. I. – Moscow: Vysshaya shkola (Higher school), 1990. – 359 p.
3. Basics of rocket structural mechanics: teaching aid for students of higher educational institutions / Balabukh L. I., Kolesnikov K. S., Zarubin V. S. – Moscow: Vysshaya shkola (Higher school), 1969. – 496 p.
4. Kan, S. N. Aircraft strength design / S. N. Kan, I. A. Sverdlov – Moscow: Oborongiz, 1940. – 638 p.

**ANALYSIS OF BUCKLING OF SUPPORTED AIRCRAFT MODULE
SKIN UNDER COMPRESSIVE LOAD**

© 2010 O. V. Borisova, L. M. Savelyev

Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

The paper deals with panels of aircraft riveted cylindrical module skin under axial compression. The aim of the research based on the finite element method is to establish the dependence of critical stress on the panel's geometrical parameters that could be recommended for practical use.

Finite element method, plate, cylindrical panel, buckling, critical stress, compression, buckling mode.

Информация об авторах

Борисова Оксана Владимировна, ассистент кафедры прочности летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: устойчивость тонкостенных подкрепленных отсеков летательных аппаратов. E-mail: ok-borisova@rambler.ru.

Савельев Леонид Макарович, кандидат технических наук, доцент кафедры прочности летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: динамика, прочность и устойчивость конструкций летательных аппаратов.

Borisova Oksana Vladimirovna, assistant, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), department of aircraft strength, ok-borisova@rambler.ru. Area of research: buckling of thin-walled supported aircraft modules.

Savelyev Leonid Makarovitch, associate professor, candidate of technical science, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), department of aircraft strength, ok-borisova@rambler.ru. Area of research: dynamics, strength and buckling of aircraft structures.

УДК 621.438

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРА НАГРУЖЕННОСТИ НА КПД ТРЕХСТУПЕНЧАТОЙ ТУРБИНЫ ТРДД

© 2010 Е. Н. Богомолов, П. В. Кащеева

Рыбинская государственная авиационная технологическая
академия им. П. А. Соловьёва

Исследовано влияние нагрузки на к.п.д. турбины при различном перепаде давлений и приведённой скорости на выходе из турбины при условии осевого выхода потока.

Газовая турбина, ТРДД, нагрузка, к.п.д., степень понижения давления, скорость на выходе из турбины, теплоперепад, газодинамические потери.

На начальной стадии проектирования газовой турбины возникает вопрос о выборе основных параметров, одним из которых является величина Y , характеризующая нагрузку турбины:

$$Y = \frac{\sqrt{\sum u_i^2}}{c_{ад}}, \quad (1)$$

где u_i – окружная скорость на среднем диаметре i -той ступени; $c_{ад}$ – условная адиабатическая скорость многоступенчатой турбины.

Параметр Y является одним из основных газодинамических параметров вследствие существенного влияния на к.п.д. и массу турбины. Поэтому представляет интерес исследование зависимости $\Delta \eta_{u^*}^* = f(Y)$ для корректной оценки снижения к.п.д. турбины от оптимальных значений и выбора рациональных параметров.

Ранее такие зависимости определяли [1] для конкретной турбины с определённой мощностью на валу, заданными расходом, давлением и температурой входящего газа. Поэтому эти зависимости ограничены и недостаточны для анализа турбин с различными исходными параметрами. Представляется необходимым получить универсальные зависимости.

Для этого разработан метод расчета к.п.д. многоступенчатой дозвуковой нео-

хлаждаемой турбины, использующий в качестве исходных следующие безразмерные параметры: число ступеней z ; степень понижения полного давления π_t^* ; параметр нагрузки Y ; приведенные скорости на входе и выходе из турбины λ_0 и λ_t ; углы потока в абсолютном движении на входе и выходе из турбины α_0 и α_t , доли адиабатного теплоперепада, срабатываемого в ступенях $\bar{H}_{ад ст}$; степень реактивности ступеней $\rho_{ст}$; отношение среднего диаметра к высоте лопаток ступеней $(D/h)_{ст}$; относительные величины радиального зазора $\bar{\delta}_{рз ст}$; коэффициент расхода радиального зазора $\mu_{рз}$ и показатель адиабаты k . Параметр относительного расхода газа для j -го венца:

$$\begin{aligned} \bar{G}_j &= \frac{\lambda_j \Pi(\lambda_j)}{\tau(\lambda_j)} \sin(\alpha_j) = \\ &= \frac{G \sqrt{T_j^*}}{P_j^*} \sqrt{\frac{k+1}{2k}} R \frac{1}{F_{axj}} \end{aligned} \quad (2)$$

обобщает параметры состояния газа для j -го венца турбины. Математическая модель расчёта потерь в решётках подробно описана в [2]. Для определения мощностного коэффициента полезного действия турбины по параметрам торможения с учётом возврата тепла использовалась формула, полученная [3]:

$$\eta_{u\tau}^* = \frac{1}{1 - \frac{1}{\pi_{\tau}^{*k}}} \cdot \left\{ \prod_{i=1}^z \left[\eta_i^* \left(1 - \frac{1}{\pi_i^{*k}} \right) \prod_{n=0}^{i-1} \left(1 - \frac{1}{\pi_n^{*k}} \right) \right] \right\} \quad (3)$$

На рис. 1 приведены расчётные зависимости изменения мощностного к.п.д. турбины по параметрам торможения $\Delta\eta_{u\tau}^* = (\eta_{u\tau}^* -$

$-\eta_{u\tau}^{*opt}) \cdot 100\%$, степени реактивности ρ_{III} и $\bar{H}_{адIII}$ от Y при различных π_{τ}^* . Изменение Y вызвано изменением среднего диаметра турбины D_{cp} , π_{τ}^* – изменением высоты лопатки последней ступени турбины h_{τ} и соответственно отношением D/h_{τ} , как показано на рис. 1 б.

Диапазон полученных отношений D/h_{τ} близок к статистическим данным по трехступенчатым турбинам ТРДД. Параметры III ступени ($\bar{H}_{адIII}, \rho_{III}$) выбирались оптимальными с целью получения максимального $\eta_{u\tau}^*$ при удовлетворении условий осевого выхода потока из турбины и неотрицательности степени реактивности в корневом сечении.

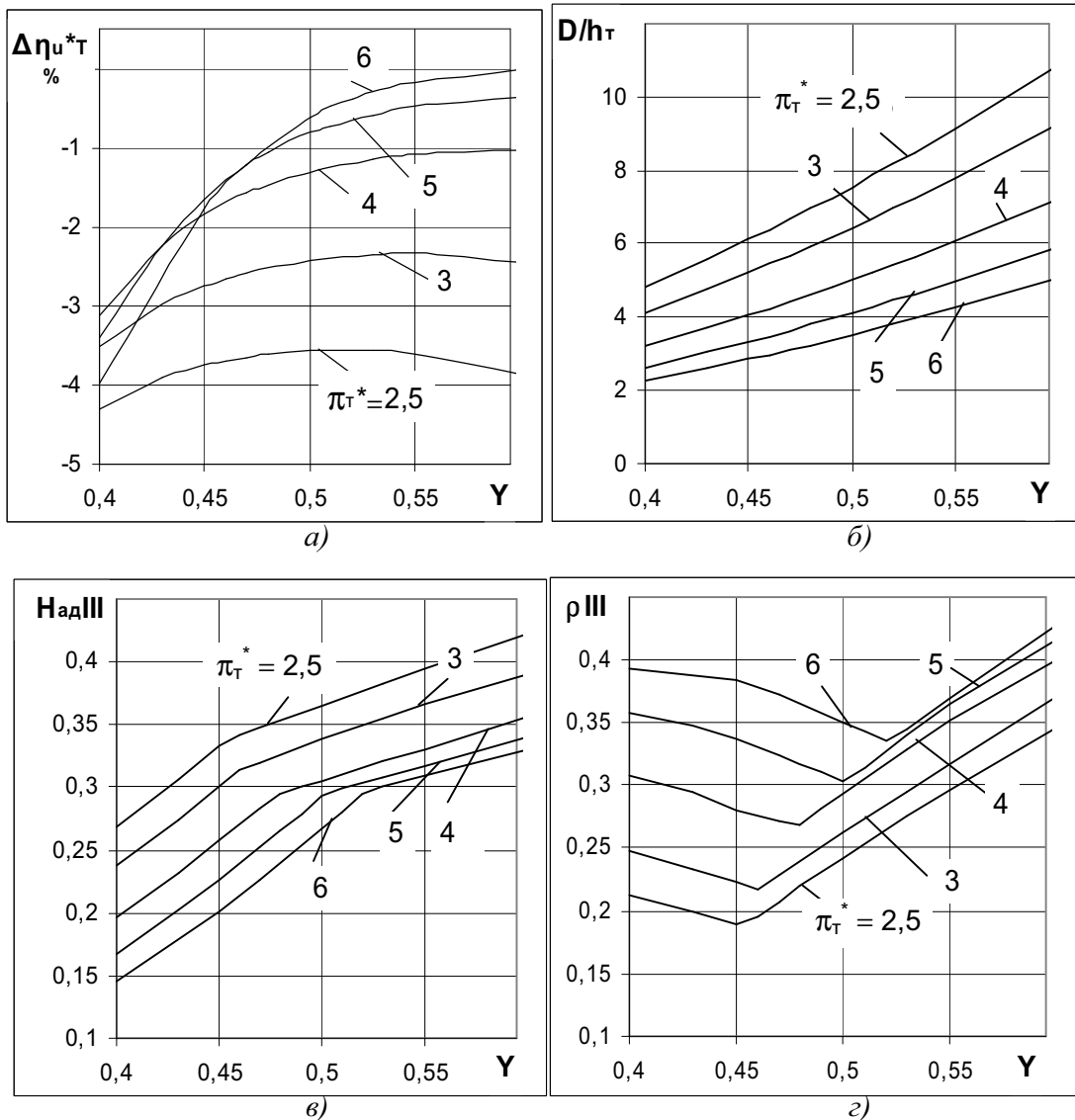


Рис. 1. Влияние Y и π_{τ}^* на $\Delta\eta_{u\tau}^*$ (а), $\bar{H}_{адIII}$ (в), ρ_{III} (г) при $\lambda_0 = 0,3, \alpha_{0I} = 90^\circ, \lambda_{\tau} = 0,5, \alpha_{\tau} = 90^\circ, \bar{H}_{адI} = \bar{H}_{адII} = (1 - \bar{H}_{адIII})/2, \rho_I = \rho_{II} = 0,4, \bar{\delta}_{pзI} = 1\%, \mu_{pз} = 0,8$

В области малых значений Y степень реактивности в III ступени увеличивается при увеличении π_T^* и уменьшении параметра Y (рис. 1 г). Это связано с возрастанием потребной степени реактивности на среднем диаметре ступени с более длинными лопатками для обеспечения заданной величины реактивности в корневом сечении $\rho_{втIII}$. Условие осевого выхода обеспечивается наибольшим значением величины $\bar{H}_{алIII}$, при которой степень реактивности на среднем диаметре диктуется условием $\rho_{втIII} = 0$. В области больших значений Y степень реактивности ρ_{III} возрастает с увеличением Y , а $\bar{H}_{алIII}$ (рис. 1 в) выбиралось обеспечивающим максимальный η_{uT}^* .

Повышение параметра Y приводит к существенному росту к.п.д. турбины. Из рис. 1 следует, что влияние Y на к.п.д. возрастает с увеличением π_T^* . Причиной этому служит изменение потерь трения $\zeta_{тр}$. На рис. 2 представлено изменение $\zeta_{тр}$ в сопловом аппарате (СА) II ступени, в других венцах турбины характер зависимости $\zeta_{тр} = f(Y, \pi_T^*)$ аналогичный, за исключением СА I ступени. С ростом Y при высоких значениях π_T^* происходит быстрое возрастание конфузурности межлопаточных каналов турбины

$$K = \frac{\sin \alpha_0}{\sin \alpha_1},$$

что совместно с уменьшением

угла поворота потока в ступенях обуславливает снижение потерь на трение. Для мало нагруженных турбин (при низких значениях π_T^* и высоких Y) уменьшение угла поворота в ступенях и возрастание конфузурности межлопаточных каналов не приводят к уменьшению $\zeta_{тр}$. С увеличением π_T^* скорости на выходе из венцов $\lambda_{1t}, \lambda_{w2t}$ приближаются к оптимальным значениям, что также способствует увеличению к.п.д.

Расчётные данные, приведённые на рис. 1 а, позволяют судить об уменьшении к.п.д. со снижением Y при условии $\lambda_T = 0,5$ и $\alpha_T = 90^\circ$. Так, например, при $\pi_T^* = 3$ в диапазоне $0,5 < Y < 0,55$ понижение Y на 0,01 приводит к уменьшению к.п.д. турбины в среднем на 0,02 %, а при $\pi_T^* = 5$ – на 0,07 %. В зоне меньших значений Y это влияние более существенное. Например, снижение Y на 0,01 в диапазоне $0,45 < Y < 0,5$ приводит к уменьшению к.п.д. при $\pi_T^* = 3$ на 0,07 %, при $\pi_T^* = 5$ – в среднем на 0,17 %.

Влияние нагруженности Y на к.п.д. η_{uT}^* зависит и от выбора приведенной скорости на выходе из турбины λ_T . Обычно λ_T находится в пределах $\lambda_T = 0,35 \dots 0,6$. Для опреде-

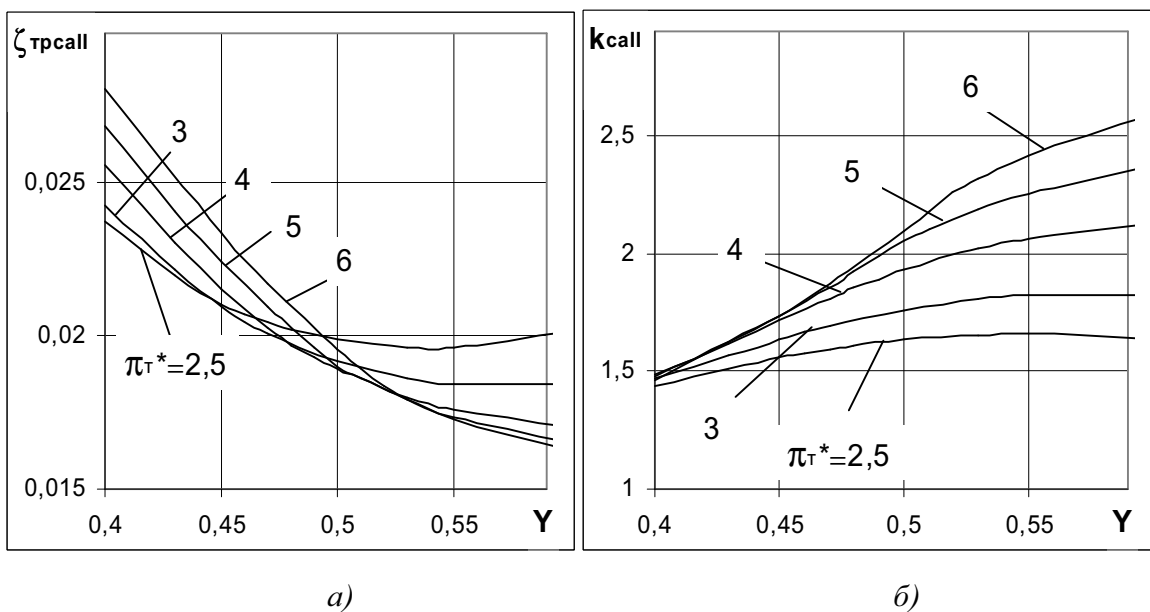


Рис. 2. Влияние Y и π_T^* на $\zeta_{тр саII}$ (а), $\theta_{тр саII}$ (б), $k_{саII}$ при $\lambda_0 = 0,3, \alpha_{0I} = 90^\circ, \lambda_T = 0,5, \alpha_T = 90^\circ,$

$$\bar{H}_{алI} = \bar{H}_{алII} = (1 - \bar{H}_{алIII})/2, \rho_I = \rho_{II} = 0,4, \bar{\delta}_{пзI} = 1 \%, \mu_{пз} = 0,8$$

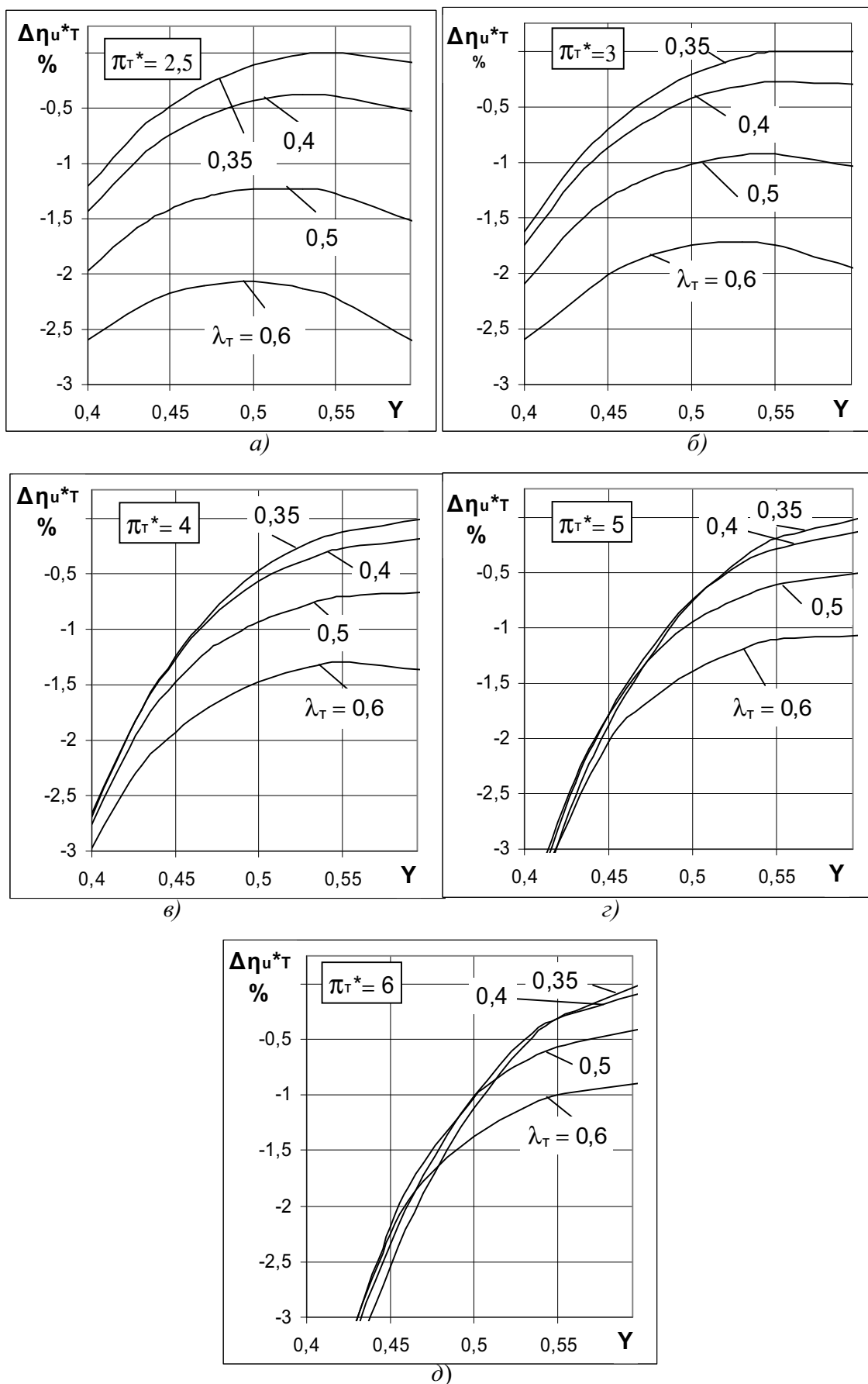


Рис. 3. Влияние Y и λ_{τ} на $\Delta\eta_{u^*T}$ при $\pi_{\tau^*} = 2,5$ (а); 3 (б); 4 (в); 5 (г); 6 (д) при $\lambda_0 = 0,3$, $\alpha_{0I} = 90^\circ$, $\rho_I = \rho_{II} = 0,4$, $\alpha_{2\tau} = 90^\circ$, $\bar{H}_{алл} = \bar{H}_{алл} = (1 - \bar{H}_{алл})/2$, $\bar{\delta}_{раз} = 1\%$, $\mu_{pz} = 0,8$

ления совместного влияния Y , π_T^* , λ_T на к.п.д. турбины на рис. 3 приведены кривые $\Delta\eta_{uT}^* = f(Y, \lambda_T)$ при $\pi_T^* = 2,5; 3; 4; 5; 6$, где $\bar{H}_{алл}$ и ρ_{III} изменялись, как было описано ранее. Изменение λ_T достигалось за счёт изменения высоты лопатки на выходе из последней ступени, что при постоянных значениях π_T^* и Y приводит к изменению угла раскрытия проточной части турбины.

При низких π_T^* (рис. 3 а) с увеличением выходной скорости λ_T происходит значительное уменьшение η_{uT}^* , что связано с тем, что получение повышенной выходной скорости приводит к дополнительным потерям, а изменение потерь трения $\zeta_{тр}$, обусловленных уменьшением угла поворота потока, незначительно. В высоконагруженных турбинах (в области высоких π_T^* и умеренных значениях Y) (рис. 3 г, д) при повышенных значениях выходной скорости λ_T , (то есть с уменьшением угла поворота потока в решётках) происходит существенное уменьшение потерь на трение $\zeta_{тр}$, что компенсирует повышение потерь, связанных с получением большей выходной скорости. Описание этих процессов с привлечением i - S диаграмм подробно приводится в [4], что подтверждает корректность полученных расчетных данных. Исследование влияния Y и λ_T было проведено в [1] для высоконагруженной двухступенчатой турбины ТРД. Показано, что для исследованной турбины в области умеренных Y к.п.д. η_{uT}^* не изменяется при изменении λ_T от 0,4 до 0,5. При этом напряжение в корне лопатки уменьшается примерно на 20 %.

Из рис. 3 следует, что при уменьшении выходной скорости влияние параметра Y усиливается. Так, например, при $\pi_T^* = 4$ и $\lambda_T = 0,5$ в диапазоне $0,5 < Y < 0,55$ снижение Y на 0,01 приводит к уменьшению к.п.д. турбины η_{uT}^* на 0,05 %, а при $\lambda_T = 0,4$ на 0,06 %. В зоне меньших значений Y в диапазоне $0,45 < Y < 0,5$ снижение этого параметра на ту же величину приводит к уменьшению к.п.д. при $\lambda_T = 0,5$ на 0,25 %, и $\lambda_T = 0,4$ – в среднем на 0,27 %.

Разработанный метод определения к.п.д. турбины, использующий безразмерные параметры, позволил провести расчётное исследование совместного влияния Y , π_T^* и

λ_T при условии осевого выхода потока из турбины. Анализ полученных зависимостей показал, что с увеличением π_T^* и уменьшением λ_T влияние Y на к. п. д. турбины возрастает.

Библиографический список

1. Абианц, В. Х. Исследование влияния параметров и схемы турбин ТРД на их КПД. Труды ЦИАМ № 522 [Текст] / В. Х. Абианц, Г. Л. Подвидз, А. Я. Речкоблит, Л. А. Швайко. – М.: ЦИАМ, 1972. – 13 с.
2. Богомолов, Е. Н. Оптимизация основных параметров, назначаемых при проектировании ступени осевой газовой турбины ГТД. [Текст] / Е. Н. Богомолов, П. В. Кашеева // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков: ХАИ. - 2006. - №8(34). – С. 129 – 132.
3. Богомолов, Е. Н. Основы теории и выбор параметров авиационных газовых турбин. [Текст] / Е. Н. Богомолов. – Ярославль, 1986. – 88 с.
4. Холщевников, К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. [Текст] / К. В. Холщевников, О. Н. Емин, В. Т. Митрохин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.

References

1. Abyants, V. Kh. Analysis of the influence of turbojet engine turbine parameters and layout on their efficiency. Proceedings of the Central Institute of Aviation Materials No. 522 / V. Kh. Abyants, G. L. Podvidz, A. Ya. Retchkoblit, L. A. Shvayko. – Moscow: Central Institute of Aviation Materials, 1972. – 13 p.
2. Bogomolov, Ye. N. Optimization of the main parameters assigned in the design of the stages of an axial gas turbine of gas turbine engines / Ye. N. Bogomolov, P. V. Kashcheyeva // Aerospace engineering and technology. Kharkov: Kharkov Aviation Institute, 2006. – No. 8 (34). – pp. 129 – 132.
3. Bogomolov, Ye. N. Foundations of the theory and choice of parameters of aircraft gas turbines. / Ye. N. Bogomolov. – Yaroslavl, 1986. – 88 p.
4. Kholshchevnikov, K. V. Theory and the design of aviation turbomachinery / K. V. Kholshchevnikov, O. N. Yemin, V. T. Mitrokhin. – Moscow: Mashinostroyeniye (Mechanical engineering), 1986. – 432 p.

**INFLUENCE OF THE LOADING PARAMETER ON THE EFFICIENCY
OF A THREE-STAGE TURBINE OF TURBOJET BYPASS ENGINE**

© 2010 Ye. N. Bogomolov, P. V. Kashcheyeva

Rybinsk State Aviation Technology Academy named after P. A. Solovyov

The paper analyses the influence of loading on the turbine efficiency depending on the pressure ratio and exit reduced velocity assuming the axial flow exit.

Gas turbine, turbojet bypass engine, load, efficiency, pressure ratio, exit reduced velocity, heat drop, gas dynamic losses.

Информация об авторах

Богомолов Евгений Николаевич, доктор технических наук, профессор, Рыбинская государственная авиационная технологическая академия имени П.А. Соловьёва, (4855) 280471. Область научных интересов: газовые турбины, охлаждение газовых турбин, внутренняя аэродинамика ГТД.

Кашеева Полина Витальевна, аспирант, Рыбинская государственная авиационная технологическая академия имени П.А. Соловьёва. Область научных интересов: газовые турбины, оптимизация параметров, назначаемых при проектировании газовых турбин. E-mail: alex.kasheev@rambler.ru.

Bogomolov Yevgeny Nikolayevitch, doctor of technical science, professor, Rybinsk State Aviation Technology Academy named after P. A. Solovyov, (4855) 280471. Area of research: gas turbines, cooling of gas turbines, internal aerodynamics of gas turbine engines.

Kashcheyeva Polina Vitalyevna, post-graduate student of Rybinsk State Aviation Technology Academy named after P. A. Solovyov, alex.kasheev@rambler.ru. Area of research: gas turbines, optimization of parameters assigned in gas turbines design.

УДК 629.7.017

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБОБЩЁННЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЁЖНОСТИ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ, ВКЛЮЧАЮЩИХ ПОДСИСТЕМЫ ОДНОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

© 2010 В. А. Данилкин, Д. В. Тыщенко

Открытое акционерное общество «Государственный ракетный центр
имени академика В. П. Макеева»

Предложены уточнения в определении обобщённых показателей надёжности сложной технической системы (СТС), включающей подсистемы однократного применения, рассмотренные на примере системы «стартовый комплекс - ракета-носитель» (СК-РН) в условиях её конверсионного использования. Показано увеличение показателей надёжности при использовании указанных уточнений на примере одного из конверсионных ракетных комплексов.

Обобщённые показатели надёжности, надёжность сложной технической системы, стартовый комплекс, ракетно-космический комплекс.

Определение обобщённых показателей надёжности (ПН) сложной технической системы (СТС), включающей подсистемы однократного применения, рассмотрено на примере системы «стартовый комплекс - ракета-носитель» (СК-РН) в условиях её конверсионного использования. Эта актуальная задача детально решается разработчиками, так как уровень надёжности конверсируемых ракетных комплексов связан, в том числе, с величиной последующих финансовых затрат на страхование и с обеспечением возможности долгосрочного корректного планирования программ конверсионных пусков РН.

Проведение обобщённых оценок надёжности СТС предусмотрено действующими нормативно-техническими документами, в частности ГОСТ 27.002-89 [1], и подразумевает в своей основе всесторонний учёт ПН, связанных не только с периодом непосредственного применения СТС, но и с её предшествующей эксплуатацией (хранением).

К дополнительно учитываемым ПН при проведении оценок надёжности системы СК-РН также относят показатели надёжности так называемых обеспечивающих систем (ОС), т.е. систем, структурно не входящих в состав СТС, но обеспечивающих возможность её функционирования. Так, например, для конверсируемых СК морского базирования к

указанным ОС относятся системы энергообеспечения, навигации корабля и др.

Формула для определения показателя надёжности СК при подготовке к пуску и пуске РН при отсутствии зачётных отказов СК получена в [2]:

$$P_K(\tau_{II}) = \frac{3(n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i) + 4}{3(n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i) + 6}, \quad (1)$$

где $P_K(\tau_{II})$ – вероятность безотказной работы (ВБР) СК при подготовке к пуску и пуске одной РН; n – количество успешных пусков конверсионных РН; $n^{\text{ЭКВ}}$ – количество успешных эквивалентных испытаний СК; $\sum_{i=1}^I P_i$ – количество зачётных подготовок при незапуске РН.

Понятие эквивалентного количества испытаний и алгоритм его подсчёта были разработаны и внедрены в практику проведения оценок надёжности комплексов разработки ОАО «ГРЦ Макеева» в связи со снижением количества пусков РН в период испытаний и эксплуатации, что подробно рассмотрено в [2]. Проведённые ранее расчёты

с использованием полученных значений $n^{\text{ЭКВ}}$ подтверждают правомочность применения эквивалентного количества испытаний для уточнения расчётов надёжности СК. Помимо имеющихся значений $n^{\text{ЭКВ}}$ для конверсионных (снимаемых с основной эксплуатации) СК-РН добавляется количество зачётных подготовок в период предшествующей эксплуатации СК при незапуске РН (по вине систем РН), также введённое в аппарат расчётов в [2].

При наличии m зачётных отказов СК при подготовке к пуску РН имеем:

$$P_K(\tau_{II}) = 1 - \frac{m}{n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i} \quad (2)$$

Введя в формулу (1) показатель надёжности самой РН при подготовке к пуску и пуске, а также показатель надёжности ОС, для определения обобщённого показателя надёжности системы СК-РН при подготовке к пуску и пуске РН (при отсутствии зачётных отказов СК) получим выражение:

$$P_O(\tau_{II}) = \frac{3(n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i) + 4}{3(n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i) + 6} \times P_{PH}(\tau_{II}) P_{OC}(\tau_{II}), \quad (3)$$

где $P_O(\tau_{II})$ – ВБР системы СК – РН при подготовке к пуску и пуске РН с учётом ОС; $P_{PH}(\tau_{II})$ – ВБР РН при подготовке и пуске; $P_{OC}(\tau_{II})$ – ВБР ОС при подготовке и пуске РН.

Если требуется получить оценку ВБР системы СК – РН с учётом ОС и показателей хранения системы СК – РН (вероятности сохранения работоспособного состояния РН к моменту производства пуска и вероятности нахождения СК в работоспособном состоянии для производства пуска РН в любой момент периода ожидания пуска), необходимо следующее дополнение формулы (3):

$$P_O(\tau_{II,XP}) = \frac{3(n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i) + 4}{3(n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i) + 6} P_K(\tau_{II,XP}) \times P_{PH}(\tau_{II,XP}) P_{OC}(\tau_{II,XP}), \quad (4)$$

где $P_O(\tau_{II,XP})$ – ВБР системы СК – РН при подготовке к пуску и пуске РН с учётом их хранения и функционирования ОС; $P_{PH}(\tau_{II,XP})$ – ВБР РН при подготовке к пуску и пуске с учётом хранения РН; $P_{OC}(\tau_{II,XP})$ – ВБР ОС при подготовке к пуску и пуске РН с учётом хранения ОС.

Среднеквадратическое отклонение значений приведённых выше оценок может быть вычислено:

-при отсутствии зачётных отказов СК

$$S\{P_K(\tau_{II})\} = \frac{3(n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i) + 4}{3(n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i) + 6} \times \sqrt{\frac{P_K(\tau_{II})\{1 - P_K(\tau_{II})\}}{n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i}}, \quad (5)$$

-при наличии зачётных отказов СК

$$S\{P_K(\tau_{II})\} = \sqrt{\frac{P_K(\tau_{II})\{1 - P_K(\tau_{II})\}}{n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i}}, \quad (6)$$

-при отсутствии зачётных отказов СК

$$S\{P_O(\tau_{II,XP})\} = \frac{3(n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i) + 4}{3(n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i) + 6} \times \sqrt{\frac{P_O(\tau_{II,XP})\{1 - P_O(\tau_{II,XP})\}}{n + n^{\text{ЭКВ}} + \sum_{i=1}^I P_i}}, \quad (7)$$

-при наличии зачётных отказов СК

$$S\{P_o(\tau_{п,XP})\} = \sqrt{\frac{P_o(\tau_{п,XP})\{1 - P_o(\tau_{п,XP})\}}{n + n^{\text{экв}} + \sum_{i=1}^l P_i}}. \quad (8)$$

Введённые уточнения позволяют получить более точную оценку значений показателя ВБР СК, как при отсутствии зачётных отказов систем СК при проведении подготовки к пуску РН, так и при их наличии, а также при малом количестве проведённых пусков РН. Увеличение количественных значений оценок обобщённого показателя на-

дёжности пуска для одного из отечественных конверсионных комплексов при использовании предлагаемых дополнений в аппарате расчётов представлено в табл. 1.

Повышение достоверности оценок надёжности и, следовательно, оценок эффективности применения СТС является важным аргументом для увеличения «портфеля заказов» по космическим запускам для отечественных конверсионных ракетно-космических комплексов. При реализации предложений по созданию систем оперативного реагирования, рассмотренных в [3], полученные соотношения будут справедливы и для оценок их надёжности.

Таблица 1

Обобщённый показатель надёжности пуска для системы СК-РН	Расчётное значение без учёта результатов предшествующих пусков и $n^{\text{ЭКВ}}$	Расчётное значение с учётом результатов всех предшествующих пусков и $n^{\text{ЭКВ}}$
Без учёта обеспечивающих систем	0,97	0,992
С учётом обеспечивающих систем	0,95	0,99

Библиографический список

- ГОСТ 27.002-89. Надёжность в технике. Основные понятия. Термины и определения. - 1989.
- Тыщенко Д. В. Повышение достоверности оценок надёжности сложных технических систем, включающих подсистемы однократного применения/ Сб. материалов ОНТК «Третьи Уткинские чтения»/ БГТУ «Военмех им. Д.Ф.Устинова. – СПб., 2007.
- Данилкин В. А., Тыщенко Д. В. Разработка математических моделей для проведения оценок эффективности применения перспективных систем оперативного реагирования /Сб. трудов XXVI Российской школы по механике и процессам управления. – М., 2006.

References

- GOST (National Standard) 27.002-89. Technical reliability. Basic concepts. Terms and definitions, Moscow, 1989.
- Tyshchenko, D. V. Improving the accuracy of evaluating the reliability of complex technical systems including single-use subsystems / Collection of materials of scientific and technical conference on science and technology “Third Utkin Readings” / Baltic State Technical University “Voyenmekh named after D. F. Ustinov”, Saint Petersburg, 2007.
- Danilkin, V. A., Tyshchenko D. V. Development of mathematical models for evaluating the efficiency of using advanced prompt response systems / Collection of transactions of the XXVI Russian school on mechanics and control processes / Moscow, 2006.

**DEFINING GENERALIZED RELIABILITY CHARACTERISTICS OF COMPLEX
TECHNICAL SYSTEMS INCLUDING SINGLE-USE SUBSYSTEMS**

© 2010 V. A. Danilkin, D. V. Tyshchenko

Public Joint-Stock Company “State Rocket Centre named after academician V. P. Makeyev”

Refinements in defining generalized reliability characteristics of a complex technical system including single-use subsystems are proposed. They are considered using the “launch complex-carrier rocket” system in conditions of its conversion usage as an example. Reliability characteristics are shown to improve in case the refinements mentioned are used. One of conversion rocket complexes is taken as an example.

Generalized reliability characteristics, reliability of a complex technical system, launch complex, space-rocket complex.

Информация об авторах

Данилкин Вячеслав Андреевич, заместитель генерального конструктора ОАО «ГРЦ Макеева», кандидат экономических наук. Область научных интересов: ракетно-космические программы по конверсионному использованию эксплуатируемых ракетных комплексов.

Тыщенко Дмитрий Владимирович, ведущий научный сотрудник ОАО «ГРЦ Макеева», кандидат технических наук. Область научных интересов: обеспечение и контроль надёжности и защищённости эксплуатируемых и проектируемых ракет и ракетных комплексов.

Danilkin Vyacheslav Andreyevitch, deputy general designer, candidate of economic science, joint-stock company “Makeyev State Rocket Centre”, src@makeyev.ru. Area of research: space-rocket programmes on conversion usage of rocket complexes being used.

Tyshchenko Dmitry Vladimirovitch, senior researcher of the joint-stock company “Makeyev State Rocket Centre”, candidate of technical science, src@makeyev.ru. Area of research: provision and control of reliability and protection of rockets and rocket complexes being used and designed.

УДК 629.78.018

СТАТИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ДВИЖЕНИЯ КАПСУЛЫ ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРУ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

© 2010 Ю. М. Заболотнов, И. А. Никонова

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается задача статистического анализа движения сферической капсулы при спуске в атмосферу с помощью развёртываемой на орбите тросовой системы. Статистический анализ включает в себя оценку и исследование основных вероятностных характеристик движения капсулы на внеатмосферном и атмосферном участках её полёта после отделения от орбитальной тросовой системы. Основное внимание уделяется анализу влияния тросовой системы на изменение оценок и распределений по сравнению с реализацией классических схем спуска. Оценивается влияние угла отклонения троса от вертикали на рассеивание точек посадки.

Статистический анализ, статистическое моделирование, система управления развёртыванием тросовой системы.

Постановка задачи

При проектировании и эксплуатации спускаемых капсул (СК), возвращаемых с орбиты на Землю, необходимо учитывать большую степень неопределённости при расчёте контролируемых характеристик их движения. Возникающая неопределённость вызвана неточностью знания внешних условий движения (плотности атмосферы, ветра и др.), неточностью знания начальных условий движения СК и т. д. В связи с этим важной является задача оценки основных вероятностных характеристик движения СК и их распределений, решение которой позволяет определить направления совершенствования их баллистического проектирования и повысить вероятность безопасной доставки полезного груза.

При возвращении с орбиты СК с помощью развёртываемой тросовой системы (ТС) возникает ряд особенностей, которые необходимо учитывать при статистическом анализе. К этим особенностям нужно отнести, прежде всего, возмущения, связанные с неточностью работы системы управления (СУ) развёртыванием ТС. Так, например, отделение СК от ТС может произойти не в расчётной точке, а с некоторой случайной ошибкой. Это скажется на рассеивании точек приземления СК. При этом возникает задача по оценке допустимой ошибки в положении СК.

Возникают особенности и в движении СК относительно центра масс. При развёртывании ТС на СК действует момент силы натяжения троса. Если он натянут, что обеспечивается выбором коэффициентов обратной связи СУ, то СК совершает устойчивые колебания относительно направления троса. В этом случае момент силы натяжения троса подобен восстанавливающему моменту в классической задаче о движении твёрдого тела вокруг неподвижной точки. Поэтому при отделении от ТС СК имеет известную ориентацию в пространстве с некоторой небольшой случайной ошибкой. В этом случае, пользуясь известной методикой [1], можно определить ориентацию СК при входе в атмосферу и, следовательно, спрогнозировать её дальнейшее вращательное движение в атмосфере. Отметим, что при реализации классических схем спуска с использованием тормозной двигательной установки ориентация СК при входе в атмосферу считается близкой к произвольной [1].

В связи с нелинейностью уравнений движения в атмосфере основным методом оценки вероятностных характеристик их движения является метод статистических испытаний. По результатам метода статистических испытаний обычно оцениваются эмпирические законы распределения основных контролируемых характеристик движения. К

основным контролируемым характеристикам движения СК в атмосфере относят угол атаки и модуль угловой скорости в характерных точках траектории спуска; рассеивание точки посадки, измеряемое стандартными квадратичными отклонениями (СКО) продольной и боковой дальности полета, и др.

Несмотря на большое количество работ, связанных со статистическим моделированием движения спускаемых аппаратов в атмосфере, в них рассматриваются отдельные аспекты статистического анализа (СА). Например, в [1, 2] исследуется вопрос о зависимости СА донной частью вперёд в направлении набегающего воздушного потока. В [3] производится оценка вероятности захвата в устойчивый резонансный режим движения по начальным условиям. В настоящей работе произведён по возможности наиболее полный статистический анализ движения СК массой 10 кг, значения контролируемых характеристик которой имеют ещё большую степень неопределённости. В качестве примера рассматривается схема спуска СК, реализованная в тросовом эксперименте YES2, проведённом на КА «Фотон-М3» в сентябре 2007 года [4].

Уравнения движения и действующие случайные возмущения

Уравнения движения СК, используемые при статистическом моделировании, записываются в геоцентрической неподвижной системе координат в следующем виде:

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V}_a, \quad \frac{d\vec{V}_a}{dt} = \frac{\vec{R}_a}{m} + \vec{g}, \quad \frac{d\vec{K}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K} = \vec{M}_c, \quad (1)$$

$$\frac{d\vec{l}}{dt} = \vec{l} \times \vec{\omega}, \quad \frac{d\vec{m}}{dt} = \vec{m} \times \vec{\omega}, \quad \frac{d\vec{n}}{dt} = \vec{n} \times \vec{\omega}, \quad (2)$$

где \vec{r} и \vec{V}_a - радиус-вектор и вектор абсолютной скорости центра масс; \vec{g} - вектор гравитационного ускорения; \vec{R}_a - аэродинамическая сила; m - масса; \vec{K} - вектор кинетического момента; $\vec{\omega}$ - вектор угловой ско-

рости системы координат, на которую проектируется кинетический момент \vec{K} ; \vec{M}_c - момент аэродинамических сил относительно центра масс; $\vec{l}, \vec{m}, \vec{n}$ - орты связанной с СК системы координат $OXYZ$. По значениям интегрируемых переменных системы (1)-(2) в каждый момент времени определяются все контролируемые характеристики движения.

Случайные факторы вызывают в процессе спуска отклонения параметров движения СК от их номинальных значений. Для большинства возмущающих воздействий законы их распределения либо неизвестны, либо известны недостаточно полно, и поэтому делаются некоторые предположения или предварительные аналитические оценки. Предположения основываются на практическом опыте проектирования спускаемых аппаратов, а оценки законов распределения получаются с использованием известных положений теории вероятностей или случайных процессов. Случайные возмущения, действующие при движении СК в атмосфере, можно условно разбить на следующие группы: возмущения, связанные с начальными условиями движения и ошибками в работе СУ; возмущения среды (плотности атмосферы, ветра и т.д.); возмущения из-за неточности знания аэродинамических характеристик СК и возмущения, связанные с малой геометрической и массовой асимметрией СК.

Поэтому в дальнейшем рассматривается СК, представляющая собой сферу со статической и динамической симметрией, влияние массовой и геометрической асимметрий СК не учитывается.

Математическая модель движения (1)-(2) с учётом перечисленных возмущений реализована в автоматизированной информационной системе (АИС) статистического моделирования и анализа движения в атмосфере СК [5].

Анализ движения СК на внеатмосферном участке спуска

Развёртывание ТС со СК заканчивается пассивным участком движения с постоянной длиной троса (рис. 1). Наличие этого

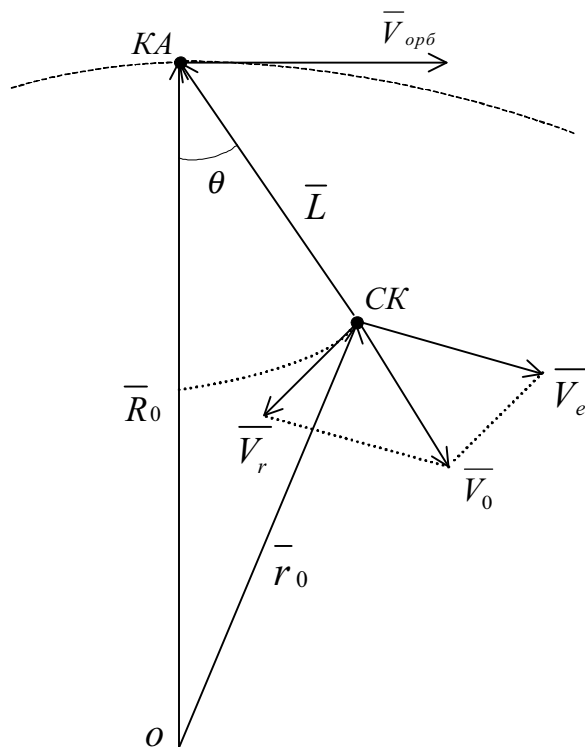


Рис. 1. Маятниковое движение СК на тросе

участка, на котором гравитационный маятник совершает колебательное движение против направления вектора скорости базового космического аппарата (КА), позволяет почти вдвое увеличить эффективный тормозной импульс при сходе СК с орбиты. Однако отделение СК, которое должно в идеальном случае произойти при прохождении местной вертикали, осуществляется по времени. С учётом достаточно большой длительности процесса развёртывания ТС (порядка 8300 с) и возможных ошибок работы СУ существует большая вероятность того, что отделение СК произойдёт с некоторым ненулевым углом отклонения троса от вертикали. Это приведёт к изменению начального положения и начальной скорости СК в момент её отделения от троса.

На рисунке 1 показаны: \vec{V}_{orb} - орбитальная скорость КА на круговой орбите; θ - угол отклонения троса; L - длина троса; \vec{V}_0 и \vec{r}_0 - начальная скорость и начальный радиус-вектор СК при отделении от троса; \vec{V}_e и \vec{V}_r - переносная и относительная скорости;

O - центр Земли; R_0 - радиус орбиты КА; \vec{r}_0 - радиус-вектор СК.

Пересчёт начального вектора положения и начальной скорости СК можно осуществить с помощью следующих векторных выражений (рис. 1):

$$\vec{V}_0 = \vec{V}_e + \vec{V}_r, \quad \vec{r}_0 = \vec{R}_0 + \vec{L}. \tag{3}$$

Проведём анализ вращательного движения СК на внеатмосферном участке полёта с высотой выше 110 км после её отделения от троса. В невозмущённом движении ось динамической симметрии совпадает с направлением троса, который ориентирован по местной вертикали СК. На рисунке 2 показано распределение углов при отделении СК от троса (рис. 2, а) и распределение углов в момент входа СК в атмосферу (рис. 2, б).

На рисунке 2, а показаны: \vec{V}_0 - вектор скорости центра масс СК; Ox_0 - ось динамической симметрии СК; α_n - угол между вектором скорости центра масс СК и осью её динамической симметрии; O - центр масс

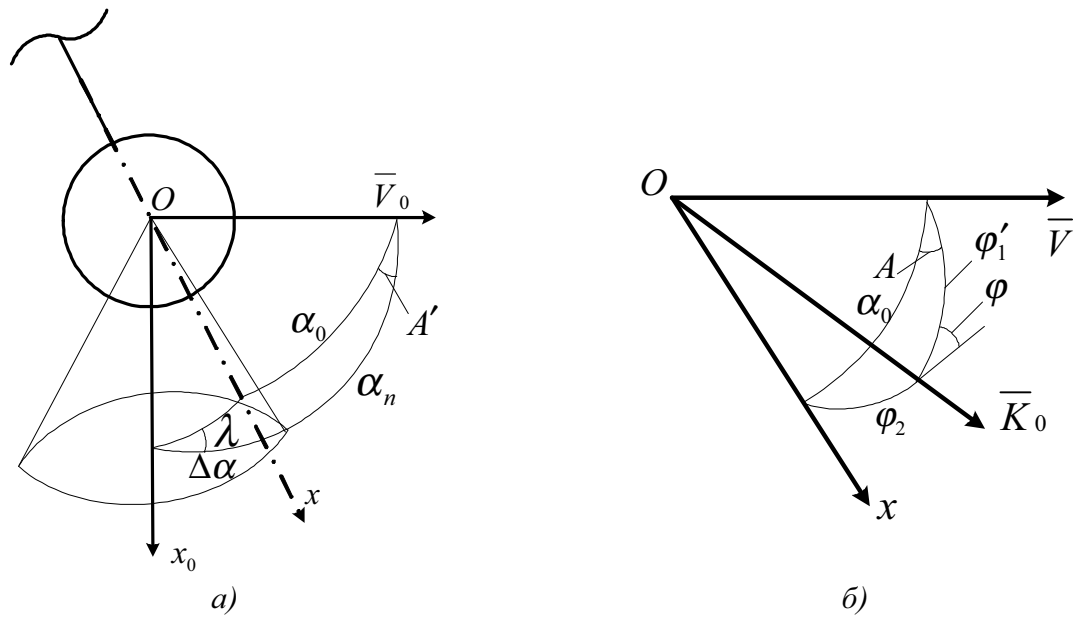


Рис. 2. Определение углов при движении СК

СК; α_0 - начальный угол атаки СК; $\Delta\alpha$ - угол отклонения оси динамической симметрии СК от направления троса; Ox - направление троса; λ - пространственный угол между плоскостью (Ox, Ox_0) и плоскостью $(\overline{V_0}, Ox_0)$; A' - пространственный угол между плоскостью $(\overline{V_0}, Ox)$ и плоскостью $(\overline{V_0}, Ox_0)$.

На рисунке 2,б показаны: $\overline{K_0}$ - вектор кинетического момента СК; φ - пространственный угол между плоскостью $(Ox, \overline{K_0})$ и плоскостью $(\overline{V}, \overline{K_0})$; φ_1 - угол между векторами $\overline{K_0}$ и \overline{V} ; φ_2 - угол между осью Ox и вектором $\overline{K_0}$.

Вектор скорости $\overline{V_0}$ составляет угол $\alpha_n = \frac{\pi}{2}$ с осью динамической симметрии Ox_0 , и поэтому номинальный угол атаки СК в момент отделения равен $\frac{\pi}{2}$. Так как СК совершает колебания относительно направле-

ния троса, то в момент отделения угол отклонения $\Delta\alpha$ оси динамической симметрии от направления троса имеет некоторое случайное значение. Будем считать, что направление оси динамической симметрии принадлежит конусу с углом полураствора $\Delta\alpha_{\max}$. Если любое направление в этом конусе равновероятно, то функция F распределения угла

$\Delta\alpha$ имеет вид $F(\Delta\alpha) = \frac{1 - \cos(\Delta\alpha)}{1 - \cos(\Delta\alpha_{\max})}$. Зная

$\Delta\alpha$ и используя формулы сферической тригонометрии, получим выражение для угла атаки α_0 :

$$\cos \alpha_0 = \cos \alpha_n \cdot \cos \Delta\alpha + \sin \alpha_n \cdot \sin \Delta\alpha \cdot \cos \lambda, \quad (4)$$

где $\Delta\alpha = \arccos[1 - (1 - \cos \Delta\alpha_{\max})u]$;

$u \sim R[0;1]$ - стандартная равномерно распределенная случайная величина; $\lambda \sim R[0;2\pi]$.

Необходимо также учесть нормальное распределение начальных угловых скоростей $\omega_{x_0}, \omega_{y_0}, \omega_{z_0} \sim N(M_\omega, \sigma_\omega)$. Для этого вычислим угол φ_2 между осью Ox и вектором кинетического момента $\overline{K_0}$:

$$\cos \varphi_2 = \frac{|I_x \omega_{x0}|}{\sqrt{I_x^2 \omega_{x0}^2 + I^2 (\omega_{y0}^2 + \omega_{z0}^2)}}. \quad (5)$$

После поворота вектора скорости \vec{V} СК на внеатмосферном участке на угол $\Delta\theta$ угол атаки при входе в атмосферу α_{ex} определится из рис. 3.

На рисунке 3 показаны: \vec{V}_{ex} - вектор скорости СК в момент входа в атмосферу; φ_1 - угол между векторами \vec{K}_0 и \vec{V}_{ex} .

Используя теоремы сферической тригонометрии, запишем алгоритм вычисления начального угла атаки α_{ex} :

$$\cos \alpha_{ex} = \cos \varphi_1 \cos \varphi_2 - \sin \varphi_1 \sin \varphi_2 \cos \varphi_3,$$

$$\cos \varphi_1 = \cos \varphi'_1 \cos \Delta\theta + \sin \varphi'_1 \sin \Delta\theta \cos \Delta A, \quad (6)$$

$$\sin A = \frac{\sin \varphi_2}{\sin \alpha_0} \sin \varphi.$$

Здесь $\varphi \sim R[0; 2\pi]$, а угол φ'_1 находится путём решения уравнения

$$\cos \alpha_0 = \cos \varphi'_1 \cos \varphi_2 - \sin \varphi'_1 \sin \varphi_2 \cos \varphi,$$

в котором угол α_0 определяется соотношением (4).

Используя формулы (4)-(6), можно определить закон распределения угла атаки α_{ex} при входе в атмосферу при известных законах распределения переменных $\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}, \varphi, \lambda$.

Так как аналитическое определение закона распределения угла α_{ex} довольно громоздко, приведём гистограмму его плотности распределения $f(\alpha_{ex})$ при 1000 испытаний (рис. 4). Из неё следует, что в отличие от классического случая, когда плотность распределения f на границе атмосферы на отрезке $[0, \pi]$ близка к закону $f(\alpha_{ex}) = \frac{1}{2} \sin \alpha_{ex}$

[1], при входе СК в атмосферу после отделения от троса плотность распределения f близка к усечённому с обеих сторон этому закону. Однако максимумы плотностей распределения f практически совпадают и равны

приблизительно $\frac{\pi}{2}$. Можно существенно улучшить условия входа СК в атмосферу, если обеспечить её закрутку вокруг динамической оси симметрии. Это связано с тем, что угол поворота вектора скорости на внеатмосферном участке полёта СК примерно равен $\frac{\pi}{2}$

(например, в эксперименте YES2). Поэтому если СК закручена, то она будет сохранять

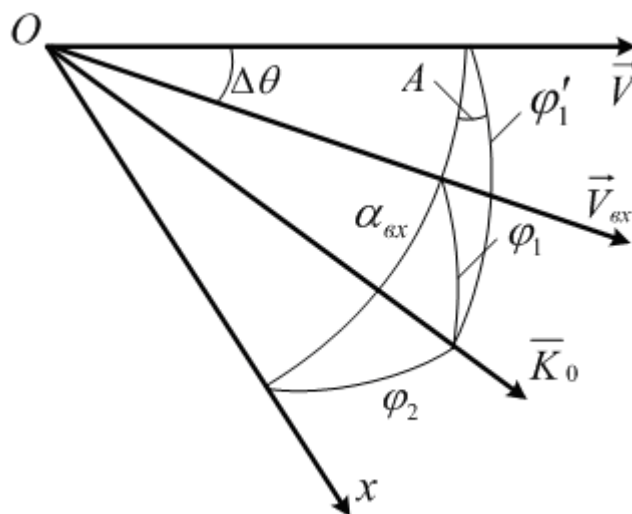


Рис. 3. Определение углов на границе атмосферы

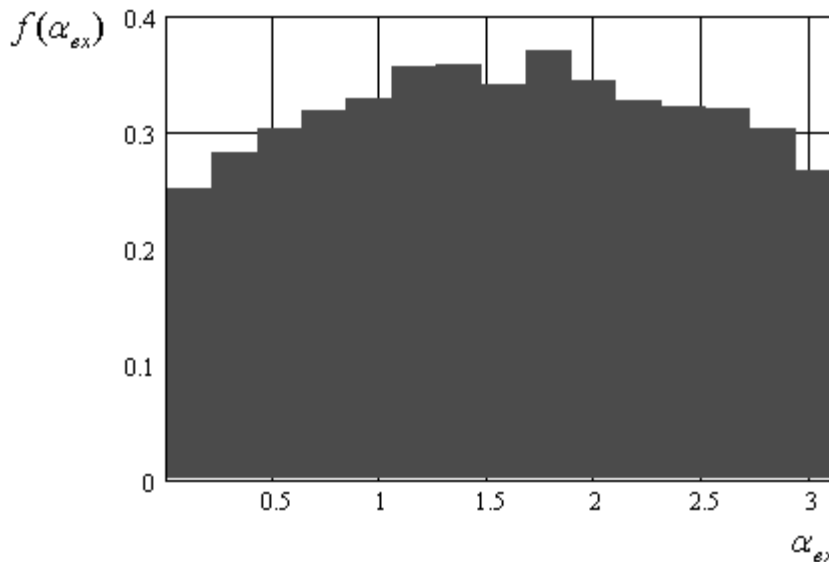


Рис. 4. Гистограмма плотности распределения угла атаки при входе в атмосферу на высоте 110 км

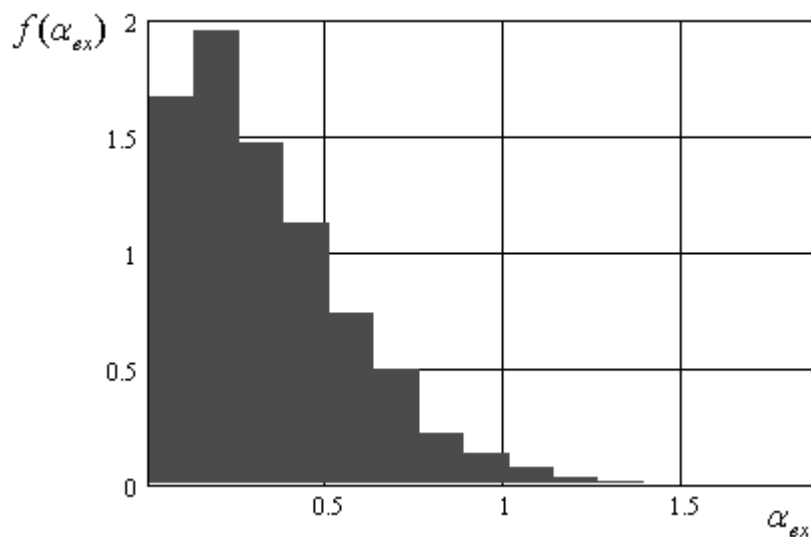


Рис. 5. Гистограмма плотности распределения угла атаки при входе в атмосферу при закрутке СК с угловой скоростью крена, равной $\omega_{x0} = 0,5c^{-1}$

свою ориентацию в пространстве и войдёт в атмосферу с существенно меньшими углами атаки, что подтверждает гистограмма плотности распределения $f(\alpha_{ax})$, приведённая на рис. 5.

Результаты статистического моделирования на атмосферном участке движения СК

Совокупность случайных возмущений, принятая при статистическом моделировании движения СК атмосфере, приведена в табл. 1.

В качестве контролируемых характеристик движения СК рассматривались: продольная дальность полёта L и угол атаки СК в момент прохождения максимального теплового потока α_Q .

Номинальные данные для статистического расчёта соответствовали исходным данным тросового эксперимента YES2:

$$m = 10\text{кг}, H_0 = 270\text{км}, R = 0.2\text{м}, H_{КА} = 300\text{км},$$

где H_0 - номинальная начальная высота, оп-

Таблица 1

№ п	Возмущение	Закон распределения	Параметры закона
1	Случайные вариации плотности атмосферы	Нормальный	ГОСТ 25645.101 – 83 ГОСТ 25645.166 – 2004
2	Случайные вариации скорости ветра	Нормальный	ГОСТ 24728 – 81
3	Угол отклонения троса от вертикали	Равномерный	$\pm \Delta\theta$ $\Delta\theta = 1^\circ$
4	Начальные угловые скорости вращения	Нормальный	$M(\omega_i) = 0, \sigma(\omega_i) = 0.1 c^{-1}$ $i = x, y, z$
5	Начальная ориентация СК в пространстве (произвольная)	Равновероятный в конусе с углом $\Delta\alpha_{max} = 10^\circ$	$\alpha \in [0^\circ; 180^\circ]$
6	Отклонения коэффициента лобового сопротивления C_{xa}	Нормальный	$\sigma(C_{xa}) = 0.07 M(C_{xa}),$ $M(C_{xa})$ - математическое ожидание

ределяющая положение СК в момент обрезания троса; R - радиус сферической СК, $H_{КА}$ - высота круговой орбиты базового КА.

Результаты статистического моделирования показали, что закон распределения угла атаки близок к распределению Эрланга четвёртого порядка:

$$f(\alpha_{ox}) = \frac{\lambda(p+1)[\lambda(p+1)\alpha_{ox}]^p}{p!} \exp(-\lambda(p+1)\alpha_{ox}),$$

где $p = 4$.

Математическое ожидание $M(\alpha_{ox})$ и дисперсия $D(\alpha_{ox})$ для этого распределения

$$\text{равны } M(\alpha_{ox}) = \frac{1}{\lambda}, D(\alpha_{ox}) = \frac{1}{\lambda^2(p+1)}.$$

С помощью метода статистических испытаний была решена также задача оценки допустимой величины ошибки $\pm \Delta\theta$ по положению СК в момент отделения от троса. Определялись требования по точности работы СУ развёртыванием ТС. На рис. 6 приведена зависимость СКО $\sigma(L)$ продольной дальности полёта СК от ошибки $\Delta\theta$.

Из рисунка 6 следует, что ошибка $\Delta\theta$ оказывает значительное влияние на разброс точек посадки СК.

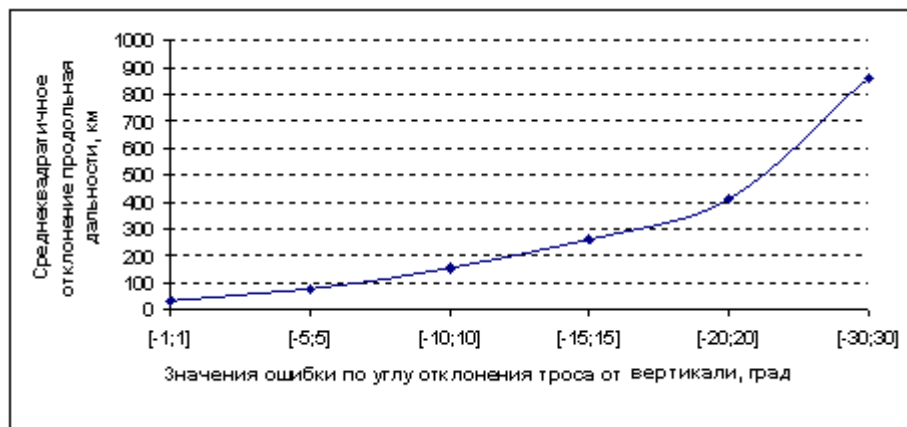


Рис. 6. Зависимость среднеквадратичного отклонения продольной дальности полёта СК от ошибки $\Delta\theta$

Библиографический список

1. Ярошевский В. А. Движение неуправляемого тела в атмосфере. - М.: Машиностроение, 1978.
2. Кеньшов Е. А., Тимбай И. А. Переход плоского вращательного движения космического аппарата с асимметрией в колебательное при входе в атмосферу // Космические исследования – 2004. - Том 42. - №3. - С. 1-7.
3. Белоконов В. М., Заболотнов М. Ю. Оценка вероятности захвата в резонансный режим движения космического аппарата при спуске в атмосферу // Космические исследования – 2002. - Том 40. - №5. - С. 503-514.
4. Young Engineer's Satellite [Electronic resource]: Official YES2 project site / by Delta Utec SRC - Electronic text data - Delta Utec SRC, The Netherlands, last updated in September 2008 - Access mode: <http://www.yes2.info/>, free. - Title from screen. - Language: English.
5. Щетинина (Никонова) И. А. Автоматизированная информационная система статистического анализа движения в атмосфере лёгких спускаемых капсул. Регистрационный номер статьи 6142, 2006 г. [Электронный ресурс] Электронный многопредметный научный журнал «Исследовано в России» / МФТИ – электронный текстовый документ – М: МФТИ, 1998-2007. - Режим доступа: <http://zhurnal.ape.relarn.ru/>. – Язык: Русский.

References

1. Yaroshevsky, V. A. Uncontrolled body motion in the atmosphere. Moscow: Mashinostroyeniye, 1978.
2. Kenshov, Ye. A., Timbay B. A. Transition from plane rotary motion of spacecraft with asymmetry to oscillatory motion during its reentry into the atmosphere // Kosmicheskiye issledovaniya (Space research) – 2004. – Vol. 42. – No.3. – pp. 1-7.
3. Belokonov, V. M., Zabolotnov M. Yu. Estimating the probability of spacecraft motion capture in the resonance mode during the reentry into the atmosphere // Kosmicheskiye issledovaniya (Space research) – 2002. – Vol. 40. – No.5. – pp. 503-514.
4. Young Engineer's Satellite [Electronic resource]: Official YES2 project site / by Delta Utec SRC - Electronic text data - Delta Utec SRC, The Netherlands, last updated in September 2008 - Access mode: <http://www.yes2.info/>, free. – Title from screen. – Language: English.
5. Shchetinina (Nikonova) I. A. Automatic information system of statistical analysis of light reentry capsule motion in the atmosphere. Registration number of the paper: 6142, 2006. [Electronic resource] Electronic multisubject scientific journal «Issledovano v Rossii (Investigated in Russia)» / Moscow Institute of Physics and Technology – electronic text document – Moscow: Moscow Institute of Physics and Technology, 1998-2007. Access mode: <http://zhurnal.ape.relarn.ru/>. – Language: Russian.

STATISTICAL ANALYSIS OF A CAPSULE'S MOTION DURING ITS REENTRY INTO THE ATMOSPHERE WITH THE AID OF A SPACE TETHER SYSTEM

© 2010 Yu. M. Zabolotnov, I. A. Nikonova

Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

The paper deals with the task of statistical analysis of a spherical capsule's motion during its reentry into the atmosphere with the aid of a tether system deployed in the orbit. Statistical analysis includes the evaluation and analysis of the basic probability characteristics at the extra-atmospheric and atmospheric segments of the capsule's flight after it is separated from the orbital tether system. The emphasis is on the analysis of the tether system's influence on the evaluations and distributions as compared to classical descent schemes. The influence of the angle of the tether's deviation from the vertical on the scattering of landing points is determined.

Statistical analysis, statistical modelling, tether deployment control system.

Информация об авторах

Заболотнов Юрий Михайлович, заведующий кафедрой математики и механики, доктор технических наук, профессор, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: теория космического полета, спуск КА в атмосфере, динамика тросовых систем, теория колебаний. E-mail: yumz@yandex.ru.

Никонова Ирина Анатольевна, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: лёгкие спускаемые капсулы, статистический анализ, статистическое моделирование, системы управления развёртыванием тросовой системы. E-mail: Nikonova.Irina.Anatolevna@gmail.com.

Zabolotnov Yoriy Mikhailovitch, doctor of technical sciences, professor, head of mathematics and mechanics department, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), yumz@yandex.ru. Area of research: space flight theory, spacecraft vehicle descent in the atmosphere, tether system dynamics, theory of oscillations.

Nikonova Irina Anatolyevna, post-graduate student, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), Nikonova.Irina.Anatolevna@gmail.com. Area of research: light re-entry capsules, statistical analysis, statistical modeling, tether deployment control systems.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ СТАБИЛИЗАЦИИ ПРОГРАММНОГО РАЗВЕРТЫВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С УЧЁТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ВРАЩАТЕЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ КОНЦЕВОГО ТЕЛА

© 2010 С. А. Ишков, О. Ю. Заболотнова

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается решение задачи стабилизации программного развёртывания космической тросовой системы (ТС) с учётом ограничений на вращательное движение концевого тела. Предлагаемый метод решения основывается на прямом расчёте параметров оптимального регулятора с использованием нелинейной модели движения ТС. Предлагается критерий оптимальности, позволяющий учесть заданные ограничения при решении задачи стабилизации. Приводится пример расчёта оптимальных коэффициентов обратной связи и показывается, что данный подход позволяет существенно улучшить переходные процессы, возникающие при управлении развёртыванием ТС.

Космическая тросовая система, космический аппарат, регулятор, критерии оптимальности, методы оптимизации, номинальная программа развёртывания.

Анализ решаемой задачи

Движение ТС при её развёртывании с базового космического аппарата (КА) описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений, включающей в себя уравнения движения троса с концевым телом [1] и уравнения функционирования управляющего механизма [2]. В качестве концевого тела в работе рассматривается лёгкая спускаемая капсула (СК), возвращаемая с околоземной орбиты. Поиск оптимального управления ТС при её развёртывании традиционно разбивается на две части. Сначала происходит построение номинальной программы развёртывания ТС. На этом этапе строится желаемая траектория движения СК и формируются номинальные законы изменения силы в механизме управления, а также желаемые законы изменения скорости развёртывания и длины троса. Затем решается задача стабилизации (регулирования), которая заключается в построении оптимального в некотором смысле регулятора, обеспечивающего в процессе развёртывания ТС заданное движение. При решении задачи регулирования движения ТС используются различные методы. Классическим является подход, основанный на линеаризации уравнений движения ТС в окрестности номинальной траектории с последующим решением задачи

АКОР (аналитического конструирования оптимального регулятора) [3]. Такой подход, в частности, использовался при реализации проекта YES2 [4] по спуску с орбиты СК с помощью развёртываемой ТС. Спуск был осуществлён с российского КА «Фотон М3» в сентябре 2007 года с использованием европейского механизма управления [2]. Эксперимент был признан частично удачным, так как на втором этапе развёртывания с большими скоростями порядка (14-17 м/с) в системе управления (СУ) произошёл сбой, СК вошла в атмосферу по нерасчётной траектории и была потеряна. Применение метода АКОР ограничено достаточно простыми математическими моделями движения ТС небольшой размерности. Кроме того, линеаризация уравнений движения требует дифференцируемости правых частей, что не всегда выполняется в задаче развёртывания ТС, например, когда трос не натянут. Существует и другой подход к построению оптимальных регуляторов, основанный на использовании нейросетевых технологий [5]. В этом случае параметры сетевого регулятора априори настраиваются по нелинейной модели движения, однако применение этого подхода ограничено в настоящее время достаточно простыми моделями [5]. Используемый в

настоящей работе подход при расчёте оптимальных регуляторов занимает промежуточное положение между описанными методами. С одной стороны, он лишён недостатков метода АКОР, так как настраивается по нелинейной модели движения ТС, а с другой стороны, характеризуется меньшим количеством подбираемых параметров и поэтому может использоваться в сочетании с более сложными моделями. Кроме того, можно легко учесть ограничения на вращательное движение СК.

Математическая постановка задачи

Уравнения движения ТС можно представить в форме

$$\frac{dx}{dt} = f(x, t, u), \quad (1)$$

где $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ - вектор переменных состояния системы, t - время, u - скалярное управление, $f(x, t, u)$ - известная вектор-функция.

В качестве управления при развёртывании ТС обычно рассматривается сила, возникающая в механизме разматывания троса, расположенном на КА: $u = F_y$. Пусть выбрано некоторое допустимое или оптимальное по некоторому критерию номинальное управление $u^0(t)$ развёртыванием ТС. Этому управлению соответствует номинальная траектория $x^0(t)$, которая может быть получена интегрированием системы (1) при $u = u^0(t)$:

$$\frac{dx^0}{dt} = f(x^0, t, u^0). \quad (2)$$

Номинальная программа развёртывания задаётся в виде таблицы значений некоторых переменных состояния системы от времени. В качестве таких переменных чаще всего используют длину троса, выпущенного с механизма развёртывания $L^0(t)$, и его скорость развёртывания $V_L^0(t)$. Необходимо определить поправки к управлению

$\Delta u = \Delta F_y$ при решении задачи стабилизации программного развёртывания ТС из условия минимума критерия оптимальности J . В классическом случае [3] задаваемый критерий обычно зависит от ошибок управления $\Delta L = L - L^0$, $\Delta V = V - V^0$ и поправок ΔF_y .

При построении алгоритма регулирования номинальной программы управления учтём ограничения на угол α между направлением троса и осью динамической симметрии СК и на модуль угловой скорости СК ω :

$$\varphi_1 = \alpha - \alpha_{\max} < 0, \quad \varphi_2 = \omega - \omega_{\max} < 0, \quad (3)$$

где $\alpha_{\max}, \omega_{\max}$ - максимально допустимые значения указанных величин.

При решении задачи стабилизации используем принцип обратной связи (ОС) и линейный регулятор вида

$$\Delta F_y = K_L \Delta L + K_V \Delta V_L, \quad (4)$$

где K_L, K_V - коэффициенты, которые выбираются исходя из минимума критерия оптимальности с учётом ограничений (3).

Математическая модель движения тросовой системы

Уравнения движения ТС могут быть представлены в различных формах и при различных допущениях [1]. Запишем уравнения движения ТС в геоцентрической системе координат (ГСК).

При построении уравнений движения ТС учитываем гравитационные силы и силу упругости троса, а аэродинамическими силами пренебрегаем:

$$\frac{d\vec{r}_i}{dt} = \vec{V}_i, \quad (5)$$

$$m_i \frac{d\vec{V}_i}{dt} = \vec{G}_i + \vec{F}_T, \quad (6)$$

где $i = 1, 2$; индексы 1 и 2 соответствуют СК и КА; \vec{r}_i, \vec{V}_i - радиусы-векторы и скорости тел

в ГСК; m_i - массы тел; $\vec{G}_i = -\frac{K}{r_i^3} \vec{r}_i$ - гравита-

ционные силы в центральном поле Земли; $\vec{F}_{T1} = F_T \frac{\vec{r}_a - \vec{r}_b}{|\vec{r}_a - \vec{r}_b|}$ и $\vec{F}_{T2} = -F_{T1}$ - силы упругости, действующие на СК и КА соответственно; \vec{r}_a и \vec{r}_b - радиусы-векторы точек крепления троса на КА и на СК соответственно; F_T - модуль силы упругости троса. Взаимное положение КА и СК на орбите как твёрдых тел конечных размеров показано на рис. 1.

Так как трос не работает на сжатие, модуль силы упругости вычисляется по закону Гука из выражения

$$F_T = \begin{cases} c \frac{|\vec{r}_a - \vec{r}_b| - L}{|\vec{r}_a - \vec{r}_b|}, & \text{если } |\vec{r}_a - \vec{r}_b| - L \geq 0 \\ 0, & \text{если } |\vec{r}_a - \vec{r}_b| - L < 0 \end{cases}, \quad (7)$$

где L - нерастянутая длина выпущенного из механизма троса, $c = ES$ - коэффициент упругости, E - модуль Юнга, $S = \pi \frac{D^2}{4}$ - площадь поперечного сечения троса, D - диаметр троса.

К этим уравнениям необходимо присоединить уравнения движения тормозного механизма, которые запишем в следующем виде:

$$\frac{dL}{dt} = V_L, \quad m_K \frac{dV_L}{dt} = F_T - F_y, \quad (8)$$

где m_K - коэффициент, характеризующий инерционность механизма разматывания (эквивалентная масса); F_y - сила в механизме разматывания троса.

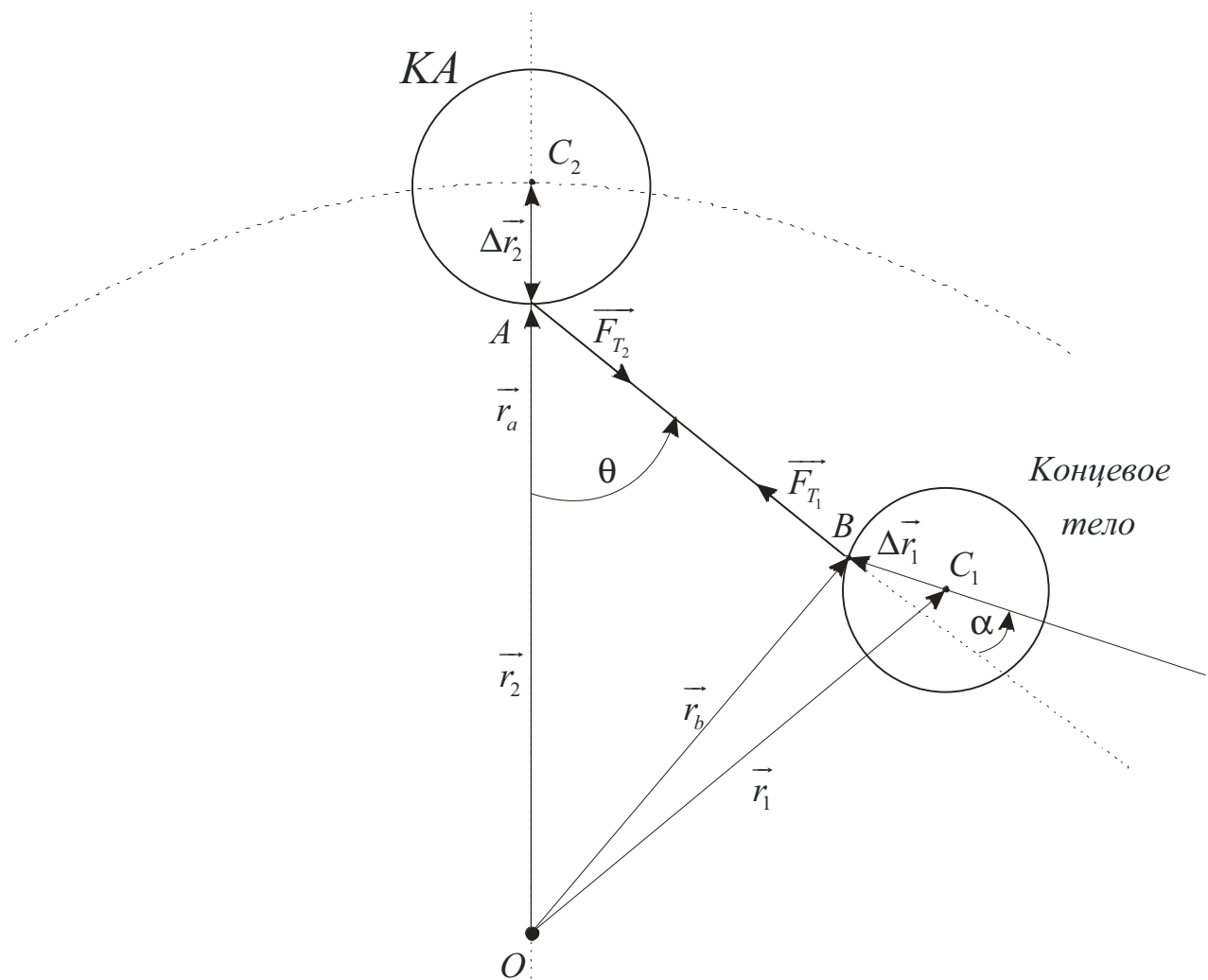


Рис. 1. Схема ТС

Предполагается, что при развёртывании ТС космический аппарат ориентирован по местной вертикали и удерживается в этом положении с помощью собственной системы стабилизации. Для приближённого расчёта вращательного движения СК рассматривается плоский случай. Поэтому

$$I \frac{d\omega}{dt} = -\Delta r_1 F_T \sin(\alpha), \quad \frac{d\alpha}{dt} = \omega + \Delta\omega, \quad (9)$$

где I - момент инерции СК, Δr_1 - расстояние от точки крепления троса (В) до центра масс

СК (рис. 1), $\Delta\omega = -\frac{d\theta}{dt}$ - угловая скорость вращения троса при развёртывании ТС.

Для завершения описания математической модели развёртывания ТС в ГСК необходимо задать коэффициенты ОС в выражении (4).

Система уравнений (5), (6), (8), (9) представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений, которая может быть проинтегрирована с помощью любого стандартного метода.

На основании построения системы уравнений движения можно сформулировать основные допущения рассматриваемой модели:

1. Гравитационное поле является центральным.
2. Сила упругости задаётся с помощью одностороннего закона Гука.
3. Диссипативные силы внутри ТС не учитываются.
4. На концевое тело ТС действуют только гравитационные и упругие силы.
5. Трос считается невесомым.
6. При расчёте вращательного движения тела рассматривается плоский случай.

Сила F_y является управляющей силой и задаётся в соответствии с принципом ОС согласно (4). Принципы создания этой силы могут быть различными.

1. Механизм с лебёдкой, в котором трос намотан на барабан с радиусом r_L , и управляющее воздействие заключается в создании вращающего момента $M_b = F_y r_L$, приложенного к барабану.

2. Механизм, в котором трос соскальзывает с барабана и в котором сила F_y имеет знак «плюс», поскольку она лишь подтормаживает трос.

Рассматриваемые критерии и методы оптимизации

Используются два критерия оптимальности для решения задачи регулирования программного развёртывания ТС.

1. Классический интегральный квадратичный критерий оптимальности

$$J = \int_0^T (a\Delta L^2 + b\Delta V^2 + c\Delta F_y^2) dt, \quad (10)$$

где T - полное время развёртывания ТС; a , b , c - положительные весовые коэффициенты.

2. Минимаксный критерий, позволяющий минимизировать не только максимальные ошибки управления, но и исключать отрицательные значения силы F_y :

$$J = a \max_t |\Delta L(t)| + b \max_t |\Delta V(t)| - c \min_t \Delta F_y(t), \quad (11)$$

где слагаемое с весовым коэффициентом $c > 0$ позволяет учесть ограничения на минимальную величину силы F_y . Этот критерий используется для механизма развёртывания, который лишь подтормаживает трос, то есть имеется ограничение на силу: $F_y > 0$.

Формы критериев (10), (11) включают в себя некоторые часто используемые известные критерии оптимальности как частные случаи. Так, например, форма критерия (10) при $c = 0$ превращается в критерий, использование которого ведёт к минимальным ошибкам стабилизации. При $a = b = 0$ эта форма превращается в критерий, приводящий к минимальным «затратам» на управление.

В рассмотренных критериях оптимальности весовые коэффициенты a , b , c являются положительными. В критерии оптимальности (11) знак «минус» перед коэффициентом c позволяет поднять уровень минимальных значений силы F_y и тем самым

уменьшить по модулю отрицательные значения силы F_y в механизме разматывания. Это особенно важно при использовании механизмов разматывания, работающих по принципу соскальзывания нити и не предусматривающих намотку троса. К таким механизмам относится, в частности, механизм, использовавшийся в проекте YES2 [2].

Для решения задач условной минимизации критериев (10)-(11) по коэффициентам обратной связи K_L, K_V с учётом ограничений (3) использовался метод штрафных функций [6] в сочетании с методами случайного поиска [7] и циклического координатного спуска [8]. Критерий оптимальности Ω , который зависит от задаваемых коэффициентов K_L, K_V и может быть вычислен путём численного интегрирования системы (5), (6), (8), (9), записывается с учётом ограничений (3) в виде

$$\Omega(K_L, K_V, \lambda) = J(K_L, K_V) + \lambda \Psi(\varphi_1, \varphi_2), \quad (12)$$

где λ - параметр метода штрафных функций,

$$\Psi(\varphi_1, \varphi_2) = \sum_{k=1}^2 \phi(\varphi_k), \quad \phi(\tau) = \begin{cases} \tau, & \tau \geq 0 \\ 0, & \tau < 0 \end{cases}.$$

Таким образом, линейный регулятор (4) настраивается на заданную номинальную программу управления посредством минимизации критерия (12) с помощью методов нелинейного программирования с использованием нелинейной математической модели движения ТС. Отметим, что данный подход может быть использован в сочетании с любой другой более полной системой уравнений движения ТС.

Номинальная программа развёртывания тросовой системы

Номинальные зависимости для длины $L^0(t)$ и скорости развёртывания $V_L^0(t)$ троса представлены на рис. 2, 3 соответственно. Процесс развёртывания ТС состоит из двух этапов.

1. На первом этапе производится развёртывание с малыми скоростями для обеспечения безопасного отделения СК от КА. Этап заканчивается при длине троса 3 км и длится около 6000 секунд.

2. На втором этапе развёртывание происходит с большими скоростями. На этом этапе обеспечивается заданный угол отклонения троса от вертикали. Этап заканчивается при длине троса 30 км и длится около 2335 секунд.

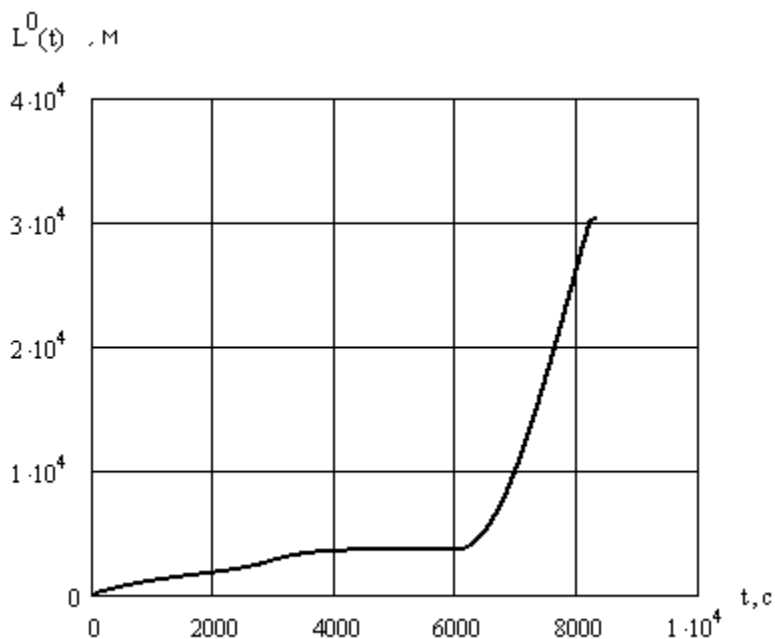


Рис. 2. Номинальная зависимость длины троса от времени

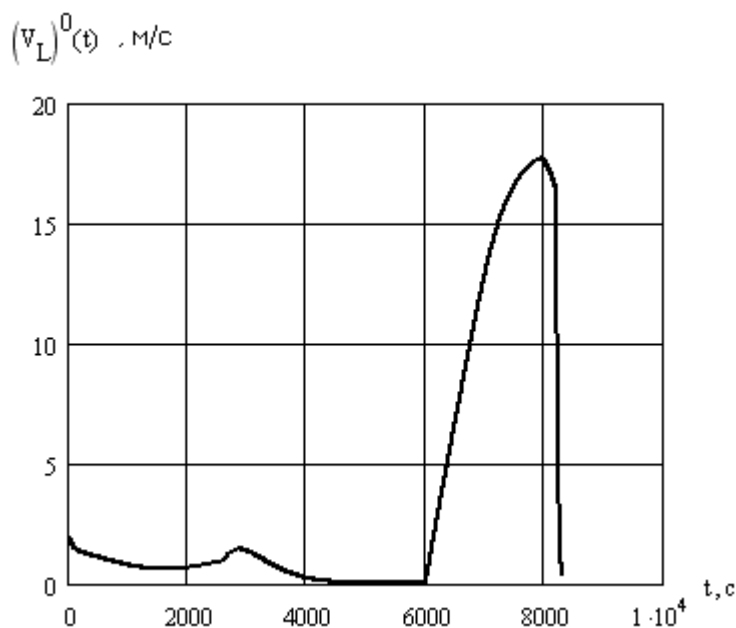


Рис. 3. Номинальная зависимость скорости развёртывания от времени

Пример оптимизации процесса управления

Приведём результаты оптимизации для СУ развёртыванием ТС. Процесс развёртывания ТС разделяется на два этапа, которые существенно различаются динамикой развёртывания (значениями скоростей и ускорений). На первом этапе при $t < 6000$ с производилась оптимизация коэффициентов ОС.

На втором этапе при оптимальных коэффициентах, определённых для первого этапа, искался минимум для каждого критерия оптимальности (10), (11).

В качестве примера приведём результаты численного моделирования процесса развёртывания ТС на первом этапе для произвольных и оптимальных коэффициентов ОС. На рис. 4 показана зависимость управ-

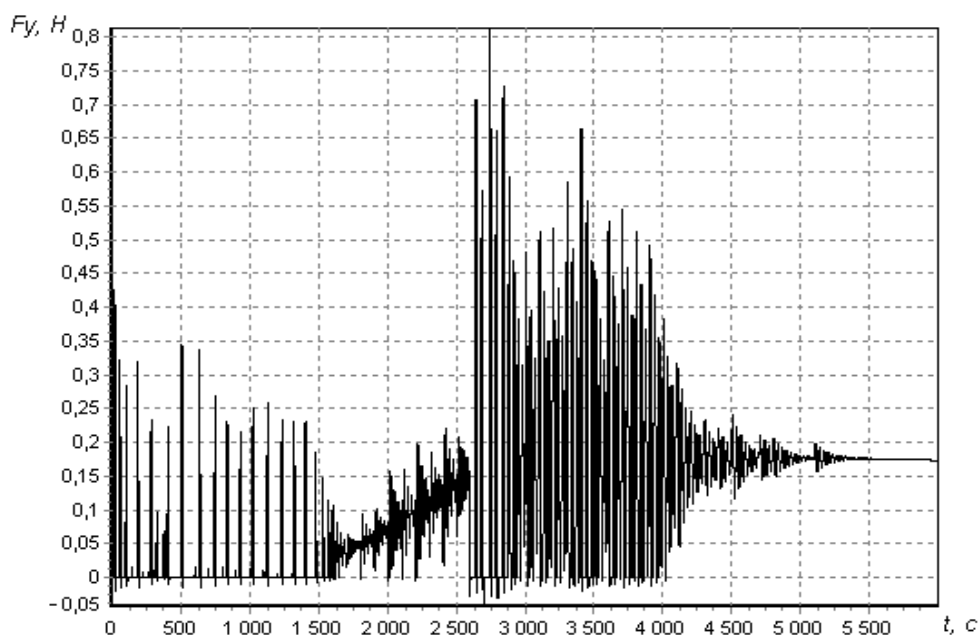


Рис. 4. Зависимость управляющей силы от времени на первом этапе развёртывания для произвольных коэффициентов ОС ($K_L = K_V = 1$)

ляющей силы от времени $F_y(t)$ на первом этапе развёртывания. Коэффициенты ОС выбирались произвольно и были приняты равными: $K_L = K_V = 1$. При этих коэффициентах наблюдаются отрицательные значения управляющей силы, что недопустимо. Ошибки управления в данном случае небольшие (по длине троса не превышают 2,1 м, по скорости - 0,08 м/с), но вращательное движение капсулы неустойчивое, и она совершает много оборотов вокруг своего центра масс.

Если же коэффициенты ОС оптимальны, то все отрицательные значения управляющей силы исчезают (рис. 5), а колебания СК относительно центра масс становятся устойчивыми (рис.6). Использовался минимаксный критерий оптимальности (11) с весовыми коэффициентами: $a = b = 1, c = 100$ и с ограничениями: и $\phi_1 = \alpha - \frac{\pi}{2} \leq 0$ и $\phi_2 = \omega - \frac{1}{2} \leq 0$. Значение полученных опти-

мальных коэффициентов ОС на первом этапе развёртывания: $K_L = 0,243, K_V = 7,824$.

Аналогичные результаты были получены на втором этапе развёртывания ТС при $t > 6000$ с для оптимальных коэффициентов: $K_L = 0,0055, K_V = 0,3427$ (рис. 6, 7).

Влияние ошибок отделения спускаемой капсулы на качество процесса управления

Полученные результаты соответствуют идеальному отделению СК от КА, то есть скорость отделения направлена по вертикали и равна номинальной, отделение происходит при нулевых угловых скоростях. Исследовано влияние ошибок отделения на развёртывание ТС при оптимальных значениях коэффициентов ОС, определённых ранее. Возмущения, действующие на систему регулирования при отделении СК: 1) ошибки по скорости V_0 отделения СК и её направлению θ_v ; 2) ошибки в угловой скорости ω отделения СК и в угле α ориентации СК.

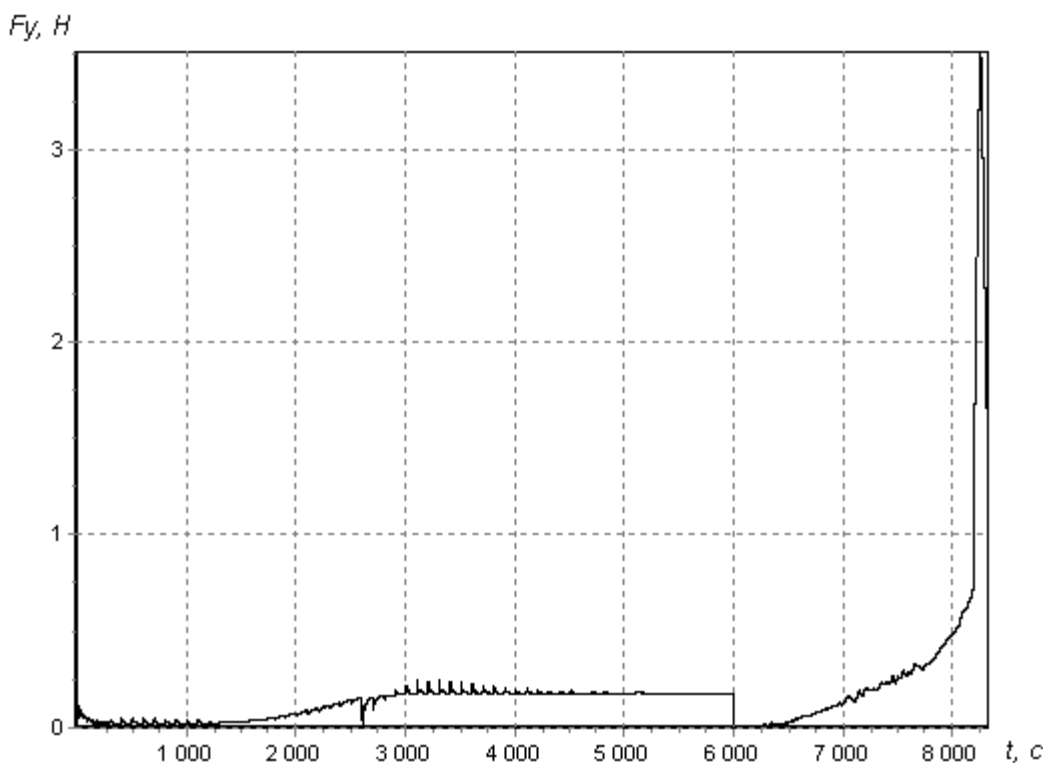


Рис. 5. Зависимость управляющей силы от времени для оптимальных коэффициентов ОС (при $t < 6000$ с: $K_L = 0,243, K_V = 7,824$; при $t > 6000$ с: $K_L = 0,0055, K_V = 0,3427$)

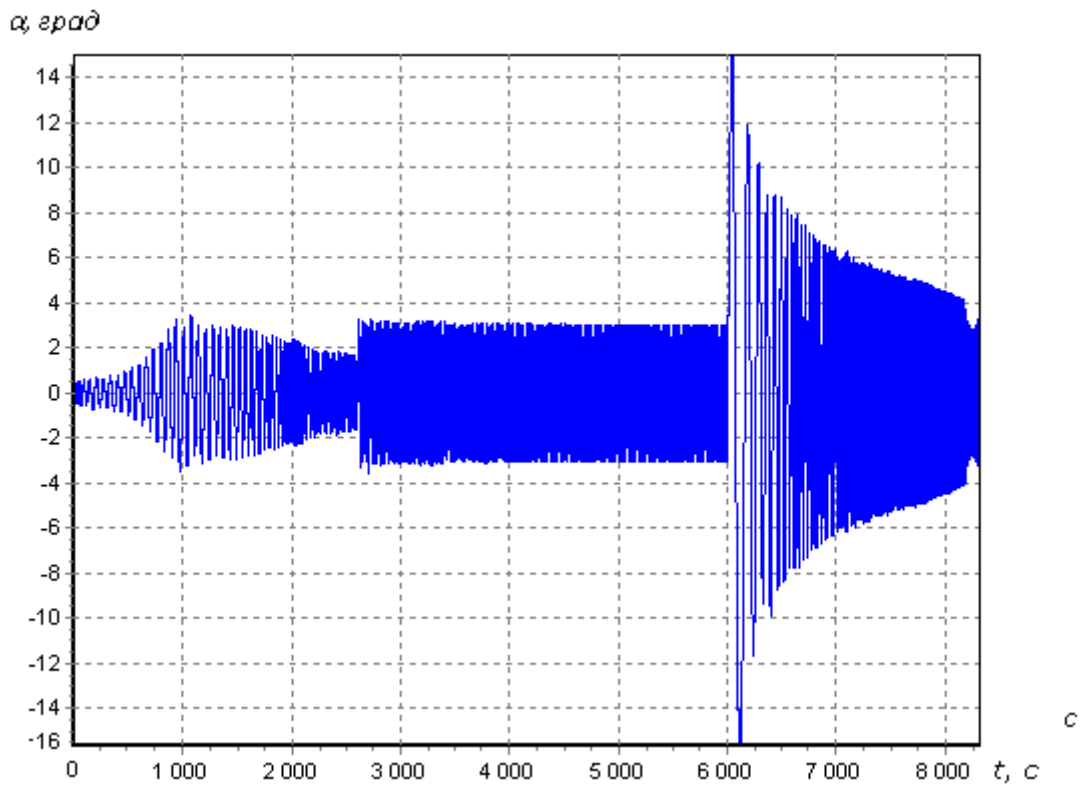


Рис. 6. Зависимость угла между осью симметрии СК и тросом от времени для оптимальных коэффициентов ОС (при $t < 6000$ с: $K_L = 0,243$, $K_V = 7,824$; при $t > 6000$ с: $K_L = 0,0055$, $K_V = 0,3427$)

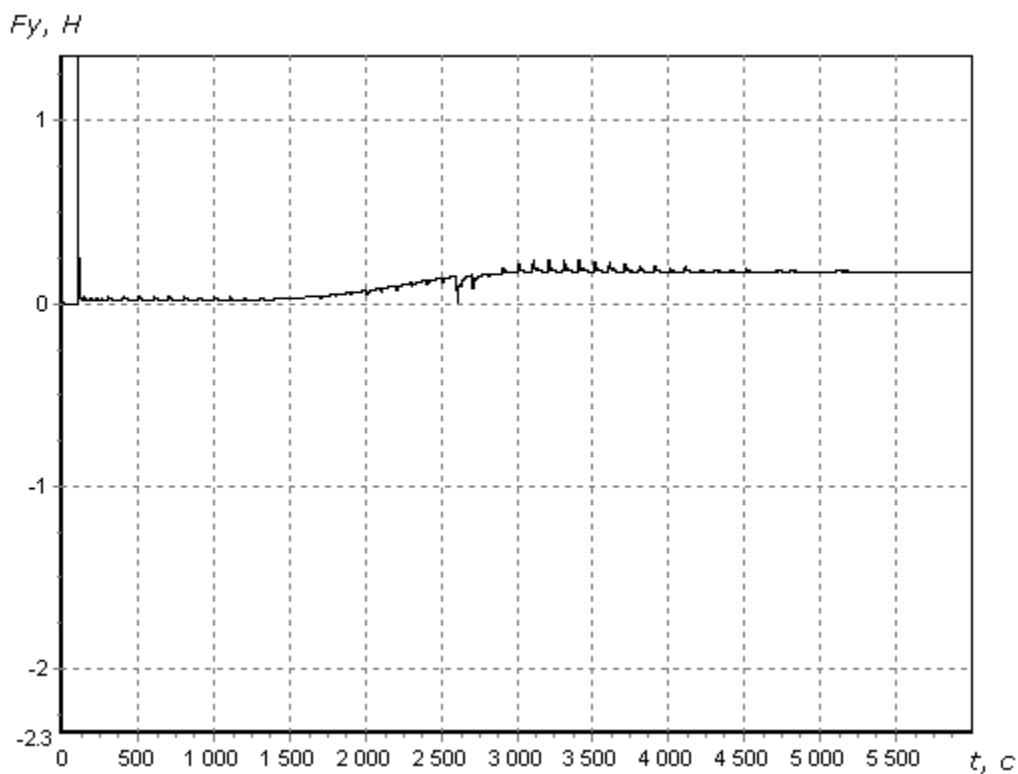


Рис. 7. Зависимость управляющей силы от времени

В табл. 1 приведены максимальные ошибки и экстремальные значения управляющей силы при действии возмущений на первом этапе развёртывания ТС. Вариант 1 соответствует идеальному случаю отделения. Вариант 2 соответствует случаю, когда скорость отделения меньше номинальной (номинальная скорость $V_0 = 1,98 \text{ м/с}$, ошибка $\Delta V_0 = -0,3 \text{ м/с}$). Это приводит к появлению отрицательных значений управляющей силы, что недопустимо. На рис. 7 видны начальные резкие изменения управляющей силы. Отрицательные значения управляющей силы на рис. 7 не видны, так как они наблюдаются в первую секунду и сливаются с осью ординат. Движение вокруг центра масс осталось устойчивым, хотя угол α увеличился примерно до 70° .

Вариант 3 характеризует случай, когда скорость отделения больше номинальной скорости (ошибка $\Delta V_0 = 1 \text{ м/с}$). Управляющая сила остаётся положительной, а увеличиваются лишь её максимальные значения. Движение вокруг центра масс остаётся устойчивым. Только в начальный момент наблюдается увеличение ошибок по скорости развёртывания троса до 1 м/с .

Проанализируем влияние ошибок по направлению отделения. Если СК отделяется с ошибкой против направления орбитального движения $\theta_v = 10^\circ$, то это не приводит к существенному изменению ошибок управления (вариант 4) и нет отрицательных значений управляющей силы. Отклонение СК от вертикали в конце первого этапа развёртывания увеличивается и составляет 130 метров .

Если СК отделяется с ошибкой по направлению орбитального движения $\theta_v = -10^\circ$, то появляются небольшие по модулю отрицательные значения управляющей силы (вариант 5). Отклонение СК от вертикали увеличивается до 185 метров .

Ошибки в угловой скорости отделения приводят к постепенному увеличению угла α при развёртывании ТС, и при некотором предельном значении начальной угловой скорости $\omega_0 = 0.1 \text{ с}^{-1}$ вращательное движение СК становится неустойчивым. Ошибки в ориентации СК при отделении приводят к аналогичному результату.

Выводы

По результатам проведённых исследований можно сделать следующие выводы:

1. Предложенный способ определения коэффициентов регулятора, основанный на прямой минимизации критерия оптимальности с учётом ограничений на вращательное движение концевого тела, позволяет улучшить переходные процессы при развёртывании ТС.

2. Отделение СК от КА желательно производить с несколько большими скоростями по сравнению с номинальной скоростью и против направления орбитального движения для обеспечения натяжения троса на начальном этапе развёртывания.

Данная работа выполнена в рамках реализации мероприятия 1.3.2 ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы (по направлению «Создание и управление новыми видами транспортных систем»).

Таблица 1. Экстремальные значения ошибок управления и силы

№ варианта	$\max \Delta L, \text{ м}$	$\max \Delta V, \text{ м/с}$	$\max F_y, \text{ Н}$	$\min F_y, \text{ Н}$
1	2,01	0,07	0,24	0
2	2,01	0,30	2,35	-2.35
3	2,01	1,01	7,88	0
4	2,00	0,08	0,60	0
5	0,93	0,07	0,28	-0.004

Библиографический список

1. Белецкий В. В., Левин Е. М. Динамика космических тросовых систем. – М.: Наука, 1990. – 336 с.
2. A European Barberpole Mechanism for Space Tether Deployment // Menon C. and others. – IAC-05-C2.P.02. – The Netherlands. - 2005. – 13 p.
3. Летов А. М. Динамика полёта и управление. – М.: Наука, 1969. – 360 с.
4. Evolutionary Computation of the Deployment Trajectories with Application to YES2 // Williams P. and others. – AAS 07 – 192. – The Netherlands. -2007. – 21 p.
5. Adaptive neural control of the deployment procedure for tether-assisted re-entry // Glebel H. and others. – Aerospace Science and Technology. – 2004. – 8. – pp. 73-80.
6. Пшеничный Б. Н., Данилин Ю. М. Численные методы в экстремальных задачах. – М.: Наука, 1975. – 320 с.
7. Соболев И. М. Численные методы Монте-Карло. - М.: Наука, 1973. – 311 с.
8. Васильев Ф. П. Численные методы решения экстремальных задач. – М.: Наука, 1988. – 198 с.

References

1. Beletsky, V. V., Levin Ye. M. Space tether system dynamics. – Moscow: Nauka, 1990. – 336 p.
2. A European Barberpole Mechanism for Space Tether Deployment // Menon C. and others. – IAC-05-C2.P.02. - The Netherlands. - 2005. – 13 p.
3. Letov, A. M. Flight dynamics and control. – Moscow: Nauka, 1969. – 360 p.
4. Evolutionary Computation of the Deployment Trajectories with Application to YES2 // Williams P. and others. – AAS 07 – 192. – The Netherlands. - 2007. – 21 p.
5. Adaptive neural control of the deployment procedure for tether-assisted re-entry // Glebel H. and others. – Aerospace Science and Technology. - 2004. – 8. – pp. 73-80.
6. Pshenichny, B. N., Danilin Yu. M. Numerical methods in extremum problems. – Moscow: Nauka, 1975. – 320 p.
7. Sobol, I. M. Monte Carlo methods. - Moscow: Nauka, 1973. – 311 p.
8. Vasilyev, F. P. Numerical methods of solving extremum problems. – Moscow: Nauka, 1988. – 198 p.

**SOLVING THE PROBLEM OF STABILIZING PROGRAM DEPLOYMENT
OF AN ORBITAL TETHER SYSTEM TAKING INTO ACCOUNT LIMITATIONS
ON THE ROTARY MOTION OF THE TIP BODY**

© 2010 S. A. Ishkov, O. Yu. Zabolotnova

Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

The paper deals with the problem of stabilizing programme deployment of a space tether system with regard to limitations on the tip body rotary motion. The method proposed is based on direct calculation of the parameters of an optimal regulator using a non-linear model of tether system motion. A criterion of optimality is proposed that makes it possible to take into account the limitations specified when solving the stabilization problem. An example of calculating optimal feedback coefficients is given and the approach described is shown to enable considerable improvement of transition processes that arise in controlling the tether system deployment.

Space tether system, spacecraft, regulator, criteria of optimality, method's of optimization, nominal program of deployment, geocentric coordinate system.

Информация об авторах

Ишков Сергей Алексеевич, профессор, доктор технических наук, директор института дополнительного профессионального образования Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). Область научных интересов: расчёт и оптимизация орбитальных манёвров космических аппаратов с двигателями малой и средней тяги, управление орбитальными тросовыми системами. E-mail: ishkov@ssau.ru.

Заболотнова Ольга Юрьевна, аспирант кафедры динамики полёта и систем управления Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). Область научных интересов: управление орбитальными тросовыми системами. E-mail: o.zabolotnova@inbox.ru.

Ishkov Sergey Alexeyevitch, professor, doctor of technical science, director of the institute of continuing professional education, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), ishkov@ssau.ru. Area of research: computation and optimization of orbital maneuvers of spacecraft with low and mean thrust propulsion, control of orbital tether systems.

Zabolotnova Olga Yuryevna, post-graduate student of the department of flight dynamics and control systems, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), o.zabolotnova@inbox.ru. Area of research: control of orbital tether systems.

УДК 629.78.05

РАЗРАБОТКА ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ АЛГОРИТМОВ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2010 А. А. Калентьев¹, Ю. М. Сыгуров²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

²ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Рассматриваются вопросы информационной поддержки процессов проектирования управляющих алгоритмов (УА) при разработке бортовых комплексов управления космических аппаратов путем введения соответствия между бортовой аппаратурой и алгоритмами управления под заданную целевую задачу. Развитие полной информационной поддержки проектирования УА проводится с целью повышения эксплуатационных характеристик космического аппарата.

Бортовая вычислительная система, бортовой комплекс управления, бортовая аппаратура, алгоритм управления, логика функционирования аппаратно – программного комплекса.

1. Введение

Бортовые комплексы управления (БКУ) перспективных и эксплуатируемых в настоящее время космических аппаратов (КА) оптико-электронного наблюдения (ОЭН) и дистанционного зондирования земли (ДЗЗ) строятся на основе широкого использования средств вычислительной техники, в которых реализуется сложное программное обеспечение больших объемов [1, 2]. Центральным управляющим звеном БКУ является бортовая вычислительная система (БВС), а организующим ядром бортового комплекса управления являются алгоритмы, реализованные в бортовом программном обеспечении БВС [3]. В ходе натурных испытаний и лётной эксплуатации КА наряду с вопросами, связанными с отказами и сбоями в работе бортовой аппаратуры (БА), возникают проблемы, причиной которых является некорректное функционирование программного обеспечения вычислительных средств БКУ или встроенных вычислительных средств бортовой аппаратуры. Как правило, подобного рода ситуации относятся к числу непредусмотренных при проектировании и, следовательно, невозможно в эксплуатационной документации по управлению КА привести рекомендации по парированию последствий подобного рода ситуаций.

Рост требований к характеристикам решаемых целевых задач КА ОЭН и КА ДЗЗ ведёт к усложнению как элементов приборно-аппаратурного комплекса КА, так и их взаимодействия, что в свою очередь ведёт к скачкообразному увеличению объёма и сложности бортового программного обеспечения. Повышается актуальность создания надёжного бортового программного обеспечения с целью полного исключения или минимизации влияния последствий некорректного его функционирования, что может в числе прочих факторов являться следствием неточности, заложенной в управляющих алгоритмах логики управления БА КА [3].

Решение проблемы достижения высоких эксплуатационных характеристик КА требует использования новых подходов к проектированию логики функционирования аппаратно-программных средств элементов конфигурации приборно-аппаратурного комплекса. Одним из перспективных направлений решения этой задачи является использование средств информационной поддержки проектирования управляющих алгоритмов при разработке бортовых комплексов управления космических аппаратов (СИППУА БКУ).

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БКУ КА ПРИ ФОРМИРОВАНИИ РЕЖИМА РАБОТЫ КА.

Дано: БА – множество бортовой аппаратуры;

Z – целевая задача работы КА.

Требуется:

1. Установить соответствие:

$$f_1: Z \rightarrow \text{БА}, \quad (1)$$

т.е. определить, какая БА используется для решения целевой задачи и в каких режимах она должна работать.

2. Установить соответствие во времени:

$$f_2: (Z, t) \rightarrow (\text{БА}, t'). \quad (2)$$

3. Установить соответствие:

$$f_3: (\text{БА}, t') \rightarrow (A, t''). \quad (3)$$

Последнее соответствие позволяет выделить множество четвёрок вида:

$$\{\text{БА}_{ij}, A_{ij}, t_{ij}, u_{ij}\}.$$

Каждая четвёрка для каждого элемента БА определяет алгоритм управления A_i и вариант (j) выполнения алгоритма, начиная с момента времени t_{ij} при истинности условия u_{ij} .

Совокупность четвёрок позволяет построить Ω -упорядоченную последовательность участков работы КА, а также построить диаграммы, отражающие работу алгоритмов для различных вариантов работы КА, и материалы по наложениям алгоритмов и программ.

Множество Ω содержит в себе материалы по наложениям алгоритмов и программ. Произведя увязку работы алгоритмов с работой БА (систем и агрегатов) с указанием режимов функционирования БА и формированием признаков информации, можно получить временную диаграмму работы бортовой аппаратуры.

2. Проектирование управляющих алгоритмов БКУ КА

В целях создания средств информационной поддержки проектирования управля-

ющих алгоритмов проанализируем процесс проектирования логики управления КА и информацию, используемую при этом. Процесс проектирования логики функционирования программно-аппаратного комплекса КА при разработке БКУ заключается в логическом и физическом согласовании работы бортовой аппаратуры КА для решения целевых задач. На этом этапе должны быть определены основные циклограммы работы бортовой аппаратуры и систем. Поэтому разработка логики работы БКУ будет заключаться в разработке логических процедур, осуществляющих управление каждой конкретной бортовой аппаратурой и управление всей бортовой аппаратурой КА в целом. Построенная логика управления затем реализуется управляющими алгоритмами комплексного функционирования КА [4]. При проектировании логики управления КА используется следующая информация:

- материалы по логике управления систем и агрегатов при решении функциональных задач;

- требования по расположению во времени участков решения функциональных задач, которые включают в себя требования по последовательности выполнения участков функциональных задач и требования по возможности одновременного выполнения или взаимного наложения различных функциональных задач;

- требования по последовательности выполнения различных функциональных участков работы БА.

В результате разработки логики управления КА получаем следующие материалы:

- исходные данные для разработки управляющих алгоритмов комплексного функционирования;

- временные диаграммы, отражающие работу систем и агрегатов с указанием режимов функционирования БА и алгоритмов для различных вариантов работы КА;

- материалы по взаимному наложению алгоритмов;

- материалы для оценки потребных энергетических ресурсов для бортовой аппаратуры при реализации функциональных задач КА.

3. Формализованное представление исходных и выходных материалов

Для получения формализованного представления исходных данных и выходных материалов рассмотрим структурное построение модели для реализации перечисленных задач, отражающих работу систем и агрегатов с указанием режимов функционирования БА и алгоритмов для различных вариантов работы КА. Организующим ядром БКУ являются алгоритмы, то есть вся логика управления в обеспечение взаимосвязанной работы всей БА реализуется управляющими алгоритмами. Поэтому в основу модели можно положить алгоритм и его описание. Определим структуру входящей в состав средств информационной поддержки модели для построения временной диаграммы, отражающей работу систем и агрегатов с указанием режимов функционирования БА и алгоритмов для различных вариантов работы КА. Базовые множества модели:

1. $BA = \{ BA_k \}$ - множество бортовой аппаратуры КА, где BA_k - k -ая бортовая аппаратура КА;

2. $A = \{ A_{ij} \}$ - множество алгоритмов, где $i = 1, \dots, N$ - номер алгоритма; $j = 1, \dots, KV_i$ - номер варианта работы алгоритма A_i . Каждый управляющий алгоритм A_i содержит, как правило, несколько KV_i вариантов работы в зависимости от условий, накладываемых на временной участок работы БА, в котором работает данный алгоритм A_i .

3. $\Omega = \{ \omega_i, < \}$ - упорядоченное по времени множество участков работы КА, где $\omega_i = \{ t_i, A_{ik} \}$, $i=1, \dots, Ku$ - участки работы КА.

Охарактеризуем приведённые множества.

1. A_{ij} - i -й управляющий алгоритм, работающий по j -му варианту. Каждый управляющий алгоритм будем описывать следующим набором данных:

$$A_{ij} = \{ T_{раб}^{ij}, A_{вкл}^{ij}, A_{выкл}^{ij}, BA_{ij}, KU_{ij}, FP_{ij} \},$$

где $i = \overline{1, N}$; $j = \overline{1, KV_i}$;

$$1.1. T_{раб}^{ij} = \{ (tr_1^{ij}, ur_1^{ij}), (tr_2^{ij}, ur_2^{ij}), \dots, (tr_{k_j}^{ij}, ur_{k_j}^{ij}) \}.$$

Здесь tr_r^{ij} - время работы r -того варианта алгоритма A_i при выполнении условия ur_r^{ij} ; количество пар (tr_r^{ij}, ur_r^{ij}) определяет количество вариантов включений j -го варианта алгоритма A_i в зависимости от условия ur_r^{ij} .

1.2. $A_{вкл}^{ij}$ - множество алгоритмов, включаемых j -ым вариантом алгоритма A_i .

$$A_{вкл}^{ij} = \{ (A_{вкл1}^{ij}, tv_1^{ij}, uv_1^{ij}), (A_{вкл2}^{ij}, tv_2^{ij}, uv_2^{ij}), \dots, (A_{вклr}^{ij}, tv_r^{ij}, uv_r^{ij}), \dots, (A_{вклk}^{ij}, tv_k^{ij}, uv_k^{ij}) \}.$$

Набор $(A_{вкл}^{ij}, tv_r^{ij}, uv_r^{ij})$ означает, что в момент времени tv_r^{ij} при выполнении условия uv_r^{ij} j -й вариант алгоритма A_i включает алгоритм $A_{вклr}^{ij}$. Параметр uv_r^{ij} - условие для выполнения операции включения алгоритма, условие для определения длительности работы алгоритма и прочих операций. Этот параметр является логической функцией, которая истинна при совпадении определённого набора переменных заданным значениям. Полный набор переменных, необходимых для описания работы алгоритмов, определяет состояние КА.

1.3. $A_{выкл}^{ij}$ - алгоритм, выключающий j -й вариант алгоритма A_i при своём включении,

$$A_{выкл}^{ij} = \{ A_{выкл1}^{ij}, A_{выкл2}^{ij}, \dots, A_{выклr}^{ij}, \dots, A_{выклk}^{ij} \}.$$

1.4. BA_{ij} - бортовая аппаратура КА, управляемая j -м вариантом алгоритма A_{ij} .

$$BA_{ij} = \{ Nam, R_{ij}, P_{ij} \},$$

где Nam - наименование бортовой аппаратуры BA_{ij} ; R_{ij} - режим работы БА из возможных режимов работы бортовой аппаратуры;

P_{ij} – энергопотребление бортовой аппаратуры БА_{ij} в режиме R_{ij}.

1.5. $KU_{ij} - \{ (NamKu_1^{ij}, tk_1^{ij}, uk_1^{ij}), (NamKu_2^{ij}, tk_2^{ij}, uk_2^{ij}), \dots, (NamKu_r^{ij}, tk_r^{ij}, uk_r^{ij}), \dots, (NamKu_k^{ij}, tk_k^{ij}, uk_k^{ij}) \}$

- множество, состоящее из команд управления с именем $NamKu_r^{ij}$, выдаваемых j-м вариантом алгоритма A_1 в момент времени tk_r^{ij} при условии uk_r^{ij} .

1.6. $FP_{ij} - \{ (PI_1^{ij}, t_1^{ij}, u_1^{ij}), (PI_2^{ij}, t_2^{ij}, u_2^{ij}), \dots, (PI_l^{ij}, t_l^{ij}, u_l^{ij}), \dots, (PI_k^{ij}, t_k^{ij}, u_k^{ij}) \}$ - признаковая информация, формируемая при работе j-го варианта алгоритма A_i при условии u_l^{ij} через время t_l^{ij} .

2. $\Omega = \{ \omega_r, < \}$ – упорядоченное по времени множество участков работы КА.

2.1. ω_r - r-й участок работы КА;
 $\omega_r = \{ t_r, A_{rk} \}$; $r = 1, \dots, Ku$;
 Ku - количество участков работы КА;
 $t_0 = 0$;
 t_r - время r-го участка.
 A_{rk} – подмножество программ, работающих на r-ом участке и обладающих следующими свойствами:

1) $t_0 = 0$, $A_{01} = A_0$ – программа, циклограмму которой необходимо построить;

2) алгоритм A_p входит в состав ω_i , то есть $\{ t_i, A_p \} \subset \omega_i$, если существует такая ω_j , $j \leq i$, у которой имеется пара $\{ t_j, A_q \} \subset \omega_j$,

что $A_{вкл}^q = A_p$, причём

$$t_{вкл}^q \leq \sum t_r, t_{вкл}^q + t_{раб}^q \geq \sum t_r, j < r < i$$

и не существует такой ω_l , что $\{ t_l, A_m \} \subset \omega_l$,

$$A_m = A_{выкл}^m, j < l < i.$$

Совокупность четвёрок позволяет построить Ω -упорядоченную последовательность участков работы КА, а также построить диаграммы, отражающие работу алгоритмов для различных вариантов работы КА, и материалы по наложениям алгоритмов и программ.

Множество Ω содержит в себе материалы по наложениям алгоритмов и программ. Произведя увязку работы алгоритмов с работой БА (систем и агрегатов) с указанием режимов функционирования БА и формированием признаковой информации, можно получить временную диаграмму работы бортовой аппаратуры.

4. Заключение

Анализ процесса проектирования логики управления КА показал возможность формализованного представления информации, используемой в процессе проектирования, в виде компьютерных математических моделей. Внедрение компьютерных математических моделей, реализованных в составе средств информационной поддержки проектирования управляющих алгоритмов, в процесс проектирования логики управления КА позволяет отображать взаимодействие между системами и агрегатами и алгоритмами в различных режимах работы КА при проектировании, оптимизировать циклограммы работы КА, повысить качество выполняемых работ, а также сократить трудоёмкость разработки документации.

Данный подход является актуальным с точки зрения сокращения трудоёмкости процесса проектирования логики управления КА. Создание компьютерной математической модели является новизной процесса информационного сопровождения проектирования логики управления КА и является практически значимой работой, внедряемой в ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

Библиографический список

1. Козлов Д. И., Аншаков Г. П., Агарков В. Ф., Антонов Ю. Г., Козлов В. Д., Чечин А. В., Фомин Г. Е. Конструирование автоматических космических аппаратов – М.: Машиностроение, 1996.
2. Козлов Д. И., Аншаков Г. П., Мостовой Я. А., Соллогуб А. В. Управление космическими аппаратами зондирования Земли. – М.: Машиностроение, 1998.
3. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. - М.: Издательство МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2003.

4. Калентьев А. А., Тюгашев А. А. ИППИ/ CALS технологии в жизненном цикле комплексных программ управления. - Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2006.

References

1. Kozlov, D. I., Anshakov G. P., Agarkov V. F., Antonov Y. G., Kozlov V. D., Chechin A. V., Fomin G. Ye. Construction of automatic

spacecraft. Mashinostroenie, Moscow, 1996.

2. Kozlov, D. I., Anshakov G. P., Mostovoy Y. A., Sollogub A. V. Control of Earth-sounding space vehicles. Mashinostroenie, Moscow, 1998.

3. Mikrin, Ye. A. On-board control complexes for spacecrafts and design of their software. MSTU, Moscow, 2003.

4. Kalentyev, A. A., Tyugashev A. A. CALS technology in the lifecycle of complex control programs. SSC RAS, Samara, 2006.

DEVELOPMENT OF INFORMATION SUPPORT FOR THE SPACECRAFT CONTROL ALGORITHM DESIGN PROCESS

© 2010 A. A. Kalentiyev¹, Y. M. Sygurov²

¹Samara State Aerospace University

named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

²State Research and Production Space Rocket Center “TsSKB – Progress”

Issues connected with information support for the control algorithm design processes during the development of on-board control complexes for space vehicles are in the discussed article. The main method proposed to solve the problem mentioned is to establish conformity between on-board equipment and control algorithms that have to execute a certain task. Development of full information support for the spacecraft's design has the purpose of improving the operational characteristics of a spacecraft.

On-board computing system, on-board control complex, on-board equipment, control algorithm, logics of the equipment-software complex functioning.

Информация об авторах

Калентьев Анатолий Алексеевич, доктор технических наук, профессор, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: автоматизация проектирования процессов проектирования элементов и систем изделий авиационно-космической техники. E-mail: ank@ssau.ru.

Сыгуров Юрий Михайлович, ведущий инженер ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Область научных интересов: автоматизация проектирования процессов анализа и синтеза бортовых алгоритмов управления изделий космической техники. E-mail: sygurov_jm@mail.ru.

Kalentiyeв Anatoly Alexeevitch, doctor of technical sciences, professor, head of the computer systems department, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), ank@ssau.ru. Area of research: automation of designing the processes of designing elements and systems of products of aerospace equipment.

Sygurov Yoriy Mikhailovitch, lead engineer, State Research and Production Space Rocket Center “TsSKB – Progress”, sygurov_jm@mail.ru. Area of research: automation of designing the processes of analysis and synthesis of control algorithms for aerospace equipment.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ВОЗНИКНОВЕНИЯ, РАСПРОСТРАНЕНИЯ, РОСТА И СМЫКАНИЯ ПУЗЫРЬКОВЫХ КАВЕРН И СУПЕРКАВЕРНЫ В ТРУБЕ С ДЕГАЗИРОВАННОЙ ЖИДКОСТЬЮ ПРИ ГИДРОУДАРАХ

© 2010 Е. А. Каракулин

Институт информатики и проблем регионального управления
Кабардино-Балкарского научного центра РАН

Для характерных поперечных сечений простого трубопровода с кавитирующей дегазированной жидкостью (возле питающей ёмкости ($x = 0$), посередине трубы ($x = 0,5L$), возле полностью закрытого дросселя ($x = L$), где x - продольная координата, L - длина трубы) и для характерных времён (t) развития процессов кавитации (при максимальной длине зоны кавитации (t_{km}), при максимальном суммарном объёме пузырьковых каверн (t_w) и при полном смыкании всех кавитационных каверн (t_c)) представлены зависимости изменений по x и t в течение двух циклов суммарных объёмов (W_Σ) пузырьковых каверн, объёмов суперкаверны (W_{ϕ_2}), паросодержания (α), скорости звука (a), истинного давления (P') и массового расхода (G) жидкости или парожидкостной смеси, рассчитанные в соответствии с разработанными автором методами. Приведён анализ этих зависимостей, который раскрывает динамику кавитационных процессов в трубе с дегазированной кавитирующей жидкостью при гидроударах.

Трубопровод, дегазированная жидкость, гидроудар, неустановившееся течение, кавитация пузырьковая, суперкаверна, динамические процессы.

Введение

Потребность выполнения исследований такого рода остро встала в начале 60-х годов прошлого столетия, когда при разработках и исследованиях, например, высокофорсированных жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ), систем впрыска горючего в камеры сгорания поршневых двигателей внутреннего сгорания (ПДВС), систем гидравлического управления и привода технологического оборудования стали возникать проблемы, обусловленные кавитацией жидкостей в их проточных частях. Для решения таких проблем необходимо иметь метод расчёта неустановившихся течений сжимаемой жидкости в трубопроводе с податливыми стенками при скоростях звука, зависящих от давлений (и расходов) жидкости, то есть при

$$a(x, P'(x, t), G(x, t)) \equiv a(x, t) = \text{var.}$$

В монографии [1] такого метода нет. Известен ряд попыток разработать такой метод. Например, в [2, 3] показано, что метод характеристик (и метод сеток) в том виде, в каком он опубликован в [1], не позволяет при $a(x, t) = \text{var}$ рассчитывать значения P' , G , ρ_{cm} , a и других параметров неустановившихся течений кавитирующей жидкости во всех расчётных поперечных сечениях (x_i) трубы (проточной части устройства) в одинаковые моменты времени (t_j), где ρ_{cm} - средняя плотность кавитирующей жидкости в μ -м расчётном участке. Это исключает возможность графически и мысленно представлять следующие распределения параметров вдоль трубы:

$$G(x, t_j), P'(x, t_j), \alpha_\mu(x, t_j), a(x, t_j)$$

при $0 \leq x \leq x_{\max}$, а также определять суммарные объёмы пузырьковых каверн в μ -х участках ($W_{p\mu}(t_j)$) и $W_{\Sigma}(t_j), W_{\varphi 2}(t_j)$. Здесь α_{μ} - паросодержание жидкости в μ -м участке. Это, в свою очередь, исключает возможность анализировать и объяснять процессы, происходящие в трубопроводной системе (ТС). Разработанные автором общий и частный методы свободны от этих недостатков.

Цель данной работы - получить расчётным путем по моделям, представленным в [4], зависимости $W_{\Sigma}(x, t), W_{\varphi 2}(x, t), \alpha(x, t), a(x, t), P'(x, t), G(x, t)$ при кавитационных колебаниях дегазированной жидкости в простом трубопроводе, вызванных гидроударами, для характерных поперечных сечений трубопровода ($x = 0, x = 0,5L, x = L$) и характерных времён развития процессов кавитации (t_{km}, t_w, t_c). На основе анализа этих зависимостей необходимо раскрыть динамику возникновения, распространения по трубопроводу, роста и смыкания пузырьковых кавитационных каверн и суперкаверны. Продемонстрировать тем самым возможности и целесообразность применения разработанных общего и частных методов [4] и соответствующих моделей при проектировании и исследованиях гидравлических устройств и систем.

Объект расчётного исследования

Подача жидкости в горизонтально расположенный трубопровод производится из присоединенной к одному из его концов ёмкости с постоянным уровнем жидкости и постоянным давлением в её газовой подушке, а дросселирование жидкости на противоположном конце этого трубопровода производится с помощью клапана типа “сопложаслонка” [4]. Для примера рассматривается участок замкнутой трубопроводной системы отопления, заполненной дегазированной горячей водой с температурой 75°C.

Краткие характеристика и описание расчётных методов исследования

Расчётное исследование выполнено с помощью разработанных автором общего и частного методов расчёта неустановившихся течений сжимаемой жидкости в трубопроводе с податливыми стенками при скоростях звука, зависящих от давлений и расходов жидкости, то есть при

$$a(x, G(x, t), P'(x, t)) \equiv a(x, t) \quad [4].$$

Достоверность этих методов подтверждается тем, что все примененные в них уравнения и формулы в отдельности многократно подтверждены экспериментально [1, 5, 6, 7, 8]. Их применяют при выполнении проектных и научно-исследовательских расчетов в ведущих конструкторских бюро и научно-исследовательских институтах по ракетной технике (например, в КБ “Южное”, в КБ “Энергомаш”, в Центре им. Келдыша, в Институте технической механики НАН Украины и др.).

Границы i -х и k -х расчётных участков трубы, которые могут смещаться после каждого j -го шага (τ_j) счёта по времени, рассчитываются с применением следующих уравнений направления характеристик [1]:

$$x_i(t_{j-1}) = x_{i-1}(t_{j-1}) + 0,5(a(x_i(t_{j-1}), t_{j-1}) + a(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1}))\tau_j; \quad (1)$$

$$x_i(t_{j-1}) = x_{i+1}(t_{j-1}) - 0,5(a(x_i(t_{j-1}), t_{j-1}) + a(x_{i+1}(t_{j-1}), t_{j-1}))\tau_j. \quad (2)$$

Давления ($P'(x_i(t_{j-1}), t_j)$) и расходы ($G(x_i(t_{j-1}), t_j)$) жидкости и парожидкостной смеси рассчитываются по следующим уравнениям “соотношений на характеристиках” [1]:

$$\begin{aligned}
 P'(x_i(t_{j-1}), t_j) &= P'(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1}) - \\
 &- 0,5S^{-1}(a(x_i(t_{j-1}), t_{j-1}) + a(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1})) \times \\
 &\times (G(x_i(t_{j-1}), t_j) - G(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1})) - \\
 &- 0,5\lambda(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1})(x_i(t_{j-1}) - x_{i-1}(t_{j-1})) \times \\
 &\times G(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1}) \cdot |G(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1})| D^{-1} \rho_{ci-0,5}^{-1} S^{-2};
 \end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned}
 G(x_i(t_{j-1}), t_j) &= \\
 &= \frac{0,5S^{-1}G(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1}) \cdot (a(x_i(t_{j-1}), t_{j-1}) + a(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1})) + u}{0,5S^{-1}(a(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1}) + 2a(x_i(t_{j-1}), t_{j-1}) + a(x_{i+1}(t_{j-1}), t_{j-1}))},
 \end{aligned} \tag{4}$$

$$\begin{aligned}
 u &= 0,5S^{-1}G(x_{i+1}(t_{j-1}), t_{j-1})(a(x_i(t_{j-1}), t_{j-1}) + \\
 &+ a(x_{i+1}(t_{j-1}), t_{j-1})) + P'(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1}) - P'(x_{i+1}(t_{j-1}), t_{j-1}) - \\
 &- 0,5\lambda(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1})(x_i(t_{j-1}) - x_{i-1}(t_{j-1})) \times \\
 &\times G(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1}) |G(x_{i-1}(t_{j-1}), t_{j-1})| D^{-1} \rho_{ci-0,5}^{-1} S^{-2} - \\
 &- 0,5\lambda(x_{i+1}(t_{j-1}), t_{j-1}) \cdot (x_{i+1}(t_{j-1}) - \\
 &- x_i(t_{j-1})) G(x_{i+1}(t_{j-1}), t_{j-1}) \cdot |G(x_{i+1}(t_{j-1}), t_{j-1})| D^{-1} \rho_{ci+0,5}^{-1} S^{-2},
 \end{aligned}$$

где D, S - соответственно диаметр и площадь проходного сечения трубопровода; λ - коэффициент трения жидкости (кавитирующей жидкости) о стенку.

Среднее объёмное паросодержание (α_μ) в участке трубы с μ -и неподвижными границами определяется по формуле [5]:

$$\alpha_\mu(t_j) = \frac{|W_{p\mu}(t_j)|}{W_{T\mu}(t_j)} = \frac{|W_{p\mu}(t_j)|}{S(x_{\mu-1} - x_\mu) \left(1 + \frac{D(P_p - P_a)}{E\delta} \right)}, \tag{5}$$

где E, δ - соответственно модуль упругости и толщина стенки трубы.

Средняя скорость звука в пароводяной смеси в μ -м участке определяется по формуле [5]

$$a_{c\mu}(t_j) = \sqrt{\frac{P_p(T_1)}{\alpha_\mu(t_j)(1 - \alpha_\mu(t_j))\rho(T_1)}}, \tag{6}$$

где $a_{c\mu} \leq 1490$ м/с, P_p - давление насыщенного пара; ρ - плотность жидкости; T_1 - температура жидкости.

Плотность пароводяной смеси в μ -м участке трубы с пароводяной смесью определяется по формуле [5]

$$\rho_{c\mu}(t_j) \approx (1 - \alpha_\mu(t_j))\rho(T_1). \tag{7}$$

Средняя скорость распространения волн (звука) в μ -м участке трубы с пароводяной смесью определяется по формуле [6]

$$a_\mu(t_j) = a_{c\mu}(t_j) \left(1 + \frac{(a_{c\mu}(t_j))^2 \rho_{c\mu}(t_j) D}{E\delta} \right)^{-0,5}. \tag{8}$$

Объём пузырьковых каверн ($W_{p\mu}(t_j)$) в μ -м расчётном участке рассчитывается путём суммирования объёмов жидкости, втекшей и вытекшей из него за время шага (τ_j) счёта в течение интервала времени от начала кавитации жидкости (t_K) и до смыкания всех пузырьков пара в нём по формуле [8]

$$W_{p\mu}(t_j) \approx \sum_{t_{K\mu}}^{t_j} (2\rho)^{-1} [G(x_{\mu-1}, t_j) + G(x_{\mu-1}, t_{j-1}) - G(x_\mu, t_j) - G(x_\mu, t_{j-1})], \tag{9}$$

где $t_{K\mu} \leq t_j \leq t_j (W_{p\mu} = 0)$

при $P(x_{\mu-0,5}, t_j) = 0,39 \cdot 10^5$ Па .

Суммирование объёмов пузырьковых каверн в μ -х расчётных участках трубы по t_j даёт распределение их по координате x для каждого t_j , а суммирование их ещё и по μ -м участкам даёт распределение суммарных объёмов пузырьковых каверн по времени t_j :

$$W_\Sigma(t_j) = \sum_{\mu=1}^{\mu_{\max}(t_j)} \sum_{t_{K\mu}}^{t_j} W_{p\mu}(t_j). \tag{10}$$

Объём суперкаверны ($W_{\varphi_2}(t_j)$) рассчитывается также путём суммирования объёмов жидкости, вытекшей и втекшей через неподвижное поперечное сечение φ_2 за время шага τ_j счёта в течение интервала времени от времени $t_{\varphi K}$ начала кавитации жидкости в участке φ_2 и до смыкания суперкаверны в нём, по формуле [8]

$$W_{\varphi_2}(t_j) \approx -0,5\rho^{-1} \sum_{t_{\varphi K}}^{t_j} [G(x_{\varphi_2}, t_j) + G(x_{\varphi_2}, t_{j-1})] \tau_j + W_{\varphi K}, \quad (11)$$

где $t_{\varphi K} \leq t_j \leq t_j (W_{\varphi_2} = 0)$, $W_{\varphi K}$ - сигнальный объём, опорожнение которого от жидкости свидетельствует о начале образования “суперкаверны”, объём которой $W_{\varphi_2}(t_j)$.

Формула (11) - по существу укороченная формула (9). Достоверность (9) и (11) подтверждена путём сравнения максимального объёма суперкаверны в проточной части шнеко-центробежного насоса ЖРДУ, рассчитанного с применением (11) по результатам измерений быстроизменяющихся расходов воды на входе в насос, разработанный автором ДБР, и на выходе из насоса турбинным расходомером [7-10], с максимальным объёмом суперкаверны, сфотографированной через прозрачную стенку насоса, разработанным в ИТМ АН УССР специальным киносъёмочным оборудованием.

Остальные формулы и порядок расчётов приведены в [4].

Достоверность зависимостей, представленных на рис. 3-9, подтверждается экспериментально известными и необходимыми их соответствиями граничным условиям, друг другу и физическим процессам, протекающим при неустановившихся течениях кавитирующей жидкости в трубе, а именно:

1. Изменения давлений и расходов жидкости по времени полностью согласуются с граничными условиями: у ёмкости на протяжении цикла колебаний получена наибольшая по абсолютной величине амплитуда ко-

лебаний расхода при постоянном давлении жидкости, у дросселя - наибольшая амплитуда колебаний давления и расход, равный нулю, а в середине трубы получены меньшая по абсолютной величине амплитуда колебания расхода, чем у ёмкости, и меньшая амплитуда колебания давления, чем у дросселя (рис. 3-5).

2. Амплитуды колебаний давлений и суммарных объёмов пузырьковых каверн затухают по времени, а суперкаверна образуется только в первом цикле колебаний (рис. 3 и 4).

3. При распространении гидроудара к ёмкости давление у дросселя увеличивается по времени за счёт уменьшения потерь давления на трение жидкости о стенки трубы (рис. 3).

4. Изменения скоростей звука вдоль трубы для различных моментов времени согласуются с распространением процесса кавитации жидкости вдоль трубы (рис. 9).

5. Пузырьковые каверны и “суперкаверна” возникают, эволюционируются и смыкаются по времени между гидроударными всплесками давления жидкости у дросселя, причём “суперкаверна” смыкается очень быстро из-за мгновенного появления расхода жидкости перед ней (рис. 3).

6. Распределение по координатам и времени паросодержаний, суммарных объёмов пузырьковых каверн и скоростей звука согласуются с распределениями давлений жидкости (рис. 3-8).

7. Наибольшая степень развития пузырьковой кавитации жидкости получается у дросселя, где в пределах 120 м длины трубы сосредоточен почти весь W_{Σ} и вся “суперкаверна”, хотя зона кавитации и уменьшенных скоростей звука распространяется на 620 м от дросселя (рис. 6, 7, 9).

Прямое экспериментальное подтверждение достоверности рассчитанных зависимостей (рис. 3-9) путём сравнения их с аналогичными экспериментальными зависимостями ни в настоящее время, ни в ближайшем будущем невозможно из-за отсутствия ДБР и датчиков сплошности парожидкостной смеси с требуемыми характеристиками.

Для выполнения расчётов по (1-4) применяется расчётная сетка с изменяющимися при необходимости после каждого τ_j координатами (x_i) и (x_k) границ расчётных участков, отсчитываемых соответственно от ёмкости и от дросселя. При отсутствии кавитации жидкости $i = k = 40$, а при максимальной длине зоны кавитации $i = k = 650$ (и даже 1004), где $i = n - k, n = i_{\max} = k_{\max}$. При этом расчёты по (1-4) позволяют определять все $x_j(t_j), a(x_i(t_j), t_j), P(x_i(t_j), t_j), G(x_i(t_j), t_j)$.

Для выполнения расчётов по (5-10) применяется μ -я расчётная сетка с неизменяющимися в течение всего расчёта координатами (x_μ) границ расчётных участков. Расчёты по (5-10) позволяют определять $\alpha_\mu(t_j), a_{c\mu}(t_j), \rho_{c\mu}(t_j), a_\mu(t_j), W_{p\mu}(t_j), W_\Sigma(t_j)$. Для выполнения расчётов по (11) применяется два φ -х расчётных участка с неизменяющимися границами. Расчётное сечение $x_{\varphi 1}$ располагается вблизи дросселя и служит для расчёта опорожнения от жидкости $W_{\varphi k}$. Расчётное сечение $x_{\varphi 2}$ располагается вблизи ожидаемой границы максимальной суперкаверны и служит для наиболее точного расчёта её объема; $x_{\varphi 2}$ определяется с помощью пробного расчёта.

Расчётная сетка с i -и (k -и) расчётными участками строится для каждого τ_j и непосредственно не связана с расчётной сеткой при τ_{j-1} . $x_i(t_j)$ и $a(x_i(t_j), t_j)$ рассчитываются (а не задаются) вместе по уравнению (1) или (2) и аппроксимационной зависимости $\bar{a}(x_\mu, t_j)$ с применением метода последовательных приближений для рассчитанного одинакового для всех $x_i \tau_j$ (рис. 1).

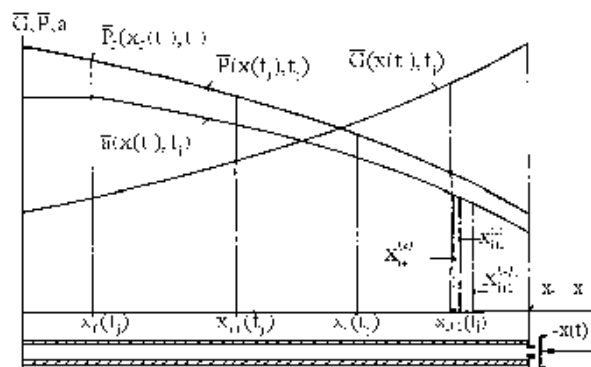


Рис. 1. Схема последовательных приближений при расчете $x_{i+1}(t_j)$, когда $a(x,t) \neq const$, $(a(x,t) \equiv a(x,t))$

При этом в отличие от [1] длины расчётных участков получаются большими там, где средние скорости звука больше (рис. 2).

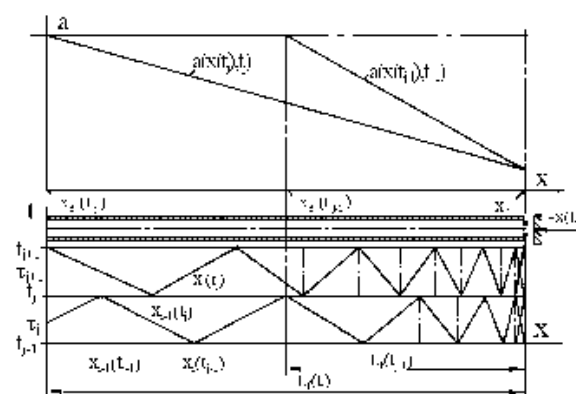


Рис. 2. Схема расчётных сеток с характеристиками при t_{j-1} и t_j , когда $a(x,t) \neq const$

Как и $a(x_i(t_j), t_j)$ они могут отличаться в десять и более раз. Это приводит к тому, что характеристики для всех расчётных поперечных сечений труб пересекаются в одинаковые моменты времени. τ_j выбирается по расчету в зависимости от крутизны профилей волн a, G, P и уточняется на каждом τ_j при окончаниях расчётов x_k (или x_i) для получения целого числа расчётных участков.

Расчёты по (3) и (4) выполняются в основном как в [1], но в них применяются средние на расчётных участках $\rho_{i-0,5}(t_j)$ и $\rho_{i+0,5}(t_j)$, а расчёты второго приближения P и G в точках пересечения характеристик не выполняются, хотя такая возможность есть. Это обосновывается тем, что “для согласования результатов расчётов с экспериментом при внезапном закрытии дросселя в трубе достаточно иметь $i = 25$ ” [2], а для выполненных расчётов $i_{\max} = 650$.

Цикл расчёта при кавитации жидкости в i -х (или k -х), μ -х, и φ -х расчётных участках следующий. В конце τ_{j-1} известны $x_i(t_{j-1})$, $a(x_i(t_{j-1}), t_{j-1})$, $P'(x_i(t_{j-1}), t_{j-1})$, $G(x_i(t_{j-1}), t_{j-1})$, $\rho_c(x_{i-0,5}(t_{j-1}), t_{j-1})$, $\rho_c(x_{i+0,5}(t_{j-1}), t_{j-1})$, $W_{p\mu}(t_{j-1})$, $W_{\Sigma}(t_{j-1})$, $W_{\varphi 2}(t_{j-1})$, причём $x_i(t_{j-1})$ и $a(x_i(t_{j-1}), t_{j-1})$ рассчитаны (выбраны) с применением метода последовательных приближений так, что все характеристики пересекаются в одинаковый момент времени (t_{j-1}) (рис. 1 и 2).

По (3) и (4) рассчитываются все $P'(x_i(t_{j-1}), t_j)$ и $G(x_i(t_{j-1}), t_j)$, и по ним программируются (строятся) кусочно-линейные аппроксимационные зависимости $\bar{P}'(x_i(t_{j-1}), t_j)$ и $\bar{G}(x_i(t_{j-1}), t_j)$. С применением интерполяций по $\bar{P}'(x_i(t_{j-1}), t_j)$ и $\bar{G}(x_i(t_{j-1}), t_j)$ рассчитываются все $P'(x_{\mu}, t_j)$ и $G(x_{\mu}, t_j)$. По (9) рассчитываются все $W_{p\mu}(t_j)$. По (10) рассчитываются $W_{\Sigma}(t_j)$. По (11) рассчитываются $W_{\varphi 2}(t_j)$. По (5 ÷ 8) рассчитываются все $\rho_{c\mu}(t_j)$ и $a_{\mu}(t_j)$. При достаточно малых длинах расчётных участков, что получается при

$\mu_{\max} \square 640$, изменения ρ_c и a в пределах одного расчётного участка близки к прямолинейным и $\rho_{c\mu}(t_j)$, $a_{\mu}(t_j)$ равны соответственно их истинным значениям на серединах этих участков, то есть

$$\rho_{c\mu}(t_j) \square \rho_c(x_{\mu-0,5}, t_j) \text{ и } a_{\mu}(t_j) \square a(x_{\mu-0,5}, t_j).$$

По $\rho_c(x_{\mu-0,5}, t_j)$ и $a(x_{\mu-0,5}, t_j)$ программируются (строятся) кусочно-линейные аппроксимационные зависимости $\bar{\rho}_c(x_{\mu}, t_j)$ и $\bar{a}(x_{\mu}, t_j)$.

Так как в течение τ_j скорости звука и координаты границ расчётных участков, при которых характеристики на всех расчётных участках пересекаются в один и тот же момент времени (t_j), могут измениться, то по (1) и $\bar{a}(x_{\mu}, t_j)$ с применением метода последовательных приближений (рис. 1) рассчитываются одновременно (вместе) $x_k(t_j)$ и $a(x_k(t_j), t_j)$ и выполняется переиндексация x_k с k на соответствующее $i (i = n - k)$. По $\bar{P}'(x_i(t_{j-1}), t_j)$, $\bar{G}(x_i(t_{j-1}), t_j)$ для $x_i(t_j)$ определяются $P'(x_i(t_j), t_j)$ и $G(x_i(t_j), t_j)$. С применением интерполяций по $\bar{\rho}_c(x_{\mu}, t_j)$ рассчитываются

$$\rho_c(x_{\mu-0,5}(t_j), t_j) \rho_c(x_{\mu+0,5}(t_j), t_j).$$

Таким образом, цикл закончился, и в результате имеем:

$$x_i(t_j), a(x_i(t_j), t_j), P'(x_i(t_j), t_j),$$

$$G(x_i(t_j), t_j), \rho_c(x_{i-0,5}(t_j), t_j),$$

$$\rho_c(x_{i+0,5}(t_j), t_j), W_{p\mu}(t_j), W_{\Sigma}(t_j), W_{\varphi 2}(t_j).$$

Граничные условия у заслонки клапана такие: если $W_{\varphi 1}(t_j) \geq W_{\varphi k}$, то $G(x_n, t_j)$ не ограничивается. Во втором приближении

момент времени $(t_{\phi k})$ изменения граничного условия у заслонки может уточняться, исходя из закона изменения $W_{\phi 1}(t_j)$. Если $W_{\phi 2}(t_j) = 0$ (значит и $W_{\phi 1}(t_j) = 0$), то $G(x_n, t_j) \leq 0$. Граничное условие у ёмкости: $P^*(x_0, t_j) = const$.

Условия смыкания пузырьковых кавитационных каверн следующие. Если $P'(x_{\mu-0,5}, t_j) \geq P_p(T_1)$, но $W_{P\mu}(t_j) > 0$, то $P'(x_{\mu-0,5}, t_j) = P_p(T_1)$ и расчёты $W_{P\mu}(t_j)$ продолжаются. Если $P'(x_{\mu-0,5}, t_j) \geq P_p(T_1)$ и $W_{P\mu}(t_j) \leq 0$, то $W_{P\mu} = 0$ и интегрирование его прекращается. Аналогично рассчитывается и $W_{\phi 1,2}(t_j)$.

Результаты расчётов и их анализ

В примере расчёта упомянутая система имеет следующие основные размеры и параметры:

$D = 0,3\text{м}; L = 915,9\text{м}; \delta = 0,007\text{м};$

$\Delta = 0,00135\text{м}; T_1 = 75^\circ\text{C};$

$\rho(T_1) = 974,8\text{кг/м}^3; P_p(T_1) = 0,3927 \cdot 10^5\text{Па};$

$\nu(T_1) = 0,39 \cdot 10^{-6}\text{м}^2/\text{с}; P_a = 1,0134 \cdot 10^5\text{Па};$

$P^*(x_0, t_j) = 16,3028 \cdot 10^5\text{Па};$

$G(x_i, t_0) = 229\text{кг/с};$

$P(x_0, t_0) = P'(x_0, t_0) = 16,249 \cdot 10^5\text{Па};$

$x_n = 915,9\text{м}; P(x_n, t_0) =$
 $= P'(x_n, t_0) = 11,56 \cdot 10^5\text{Па};$

$a(x_i, t_0) = 1195,5\text{м/с}; D_c = 0,122\text{м}; T_n = 0,1\text{с};$

гидравлическое сопротивление дросселя клапана $(R_\Sigma(x_n, t_j))$ рассчитывается по [4], где $c = 6,035(\text{кг.м})^{-1}; R = 14,075(\text{кг.м})^{-1}$. Здесь Δ - шероховатость внутренней поверхности

трубы; ν - кинематическая вязкость жидкости; P_a - атмосферное давление; T_n - интервал времени закрытия дросселя; R - гидравлическое сопротивление дросселя.

На рисунках 3-5 представлены компьютерные графики зависимостей $(P'(x_i, t), G(x_i, t), a(x_i, t), W_{\phi 2}(t), W_\Sigma(t))$ изменений по времени основных параметров, характеризующих неустановившиеся течения воды в трубе при гидроударах.

Распределения $P'(x_i, t), G(x_i, t), a(x_i, t)$ на них представлены соответственно для поперечных сечений трубы с координатами $x_i = x_n = L, x_i = 0,5L, x_i = x_0 = 0$.

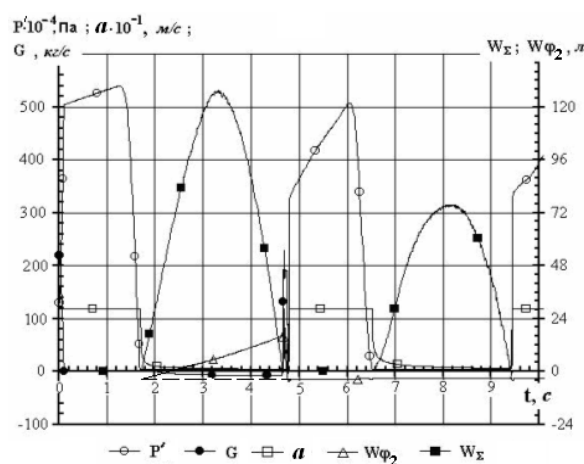


Рис. 3. Зависимости

$P'(x_n, t), G(x_n, t), a(x_n, t), W_{\phi 2}(t), W_\Sigma(t),$
 при $x_n = L$ и $a(x, t) = var$

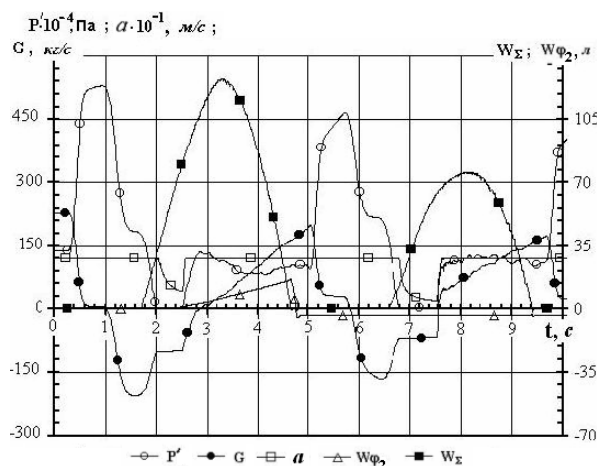


Рис. 4. Зависимости $P'(x = 0,5L, t)$

$G(x = 0,5L, t), a(x = 0,5L, t), W_{\phi 2}(t), W_\Sigma(t)$
 при $a(x, t) = var$

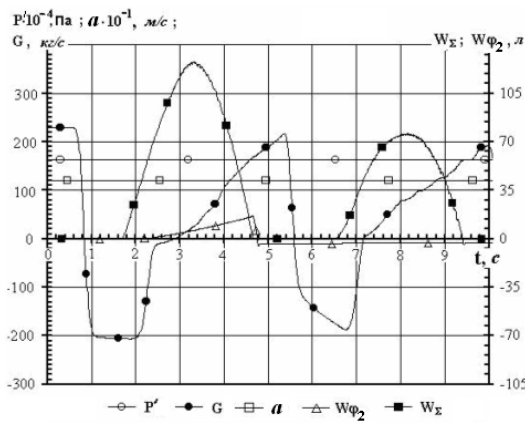


Рис. 5. Зависимости $P'(x_0, t)$, $G(x_0, t)$, $a(x_0, t)$,

$W_{\phi_2}(t), W_{\Sigma}(t)$ при $x_0 = 0$ и $a(x, t) = va r$

На рисунках 6-8 представлены компьютерные графики зависимостей изменений по продольной координате трубы упомянутых основных параметров соответственно при следующих граничных состояниях развития кавитационного течения. В момент времени $t_{km} = 2,201c$, когда длина (L_{km}) области кавитации вдоль трубы стала максимальной:

$$L_{km} = L - x_{km} = 915,9 - 292,9 = 623m$$

в момент времени $t_w = 3,358c$, когда суммарный объём пузырьковых кавитационных каверн стал максимальным: $W_{\Sigma m} = 0,1272m^3$; в момент времени $t_c = 4,779c$, когда все пузырьковые каверны сомкнулись при $P'(x_i, t_j) = P_p$ (или при $P'(x_i, t_j \geq P_p)$).

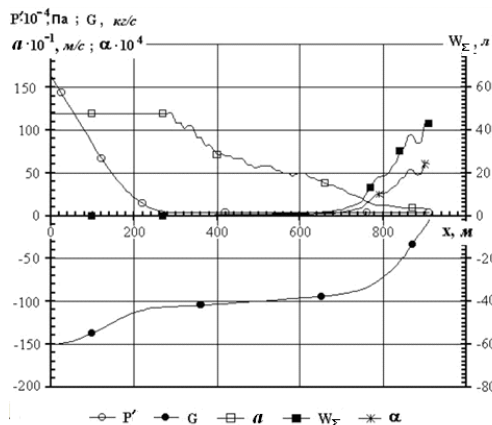


Рис. 6. Зависимости $P'(x, t_{km})$,

$G(x, t_{km})$, $a(x, t_{km})$, $W_{\Sigma}(x, t_{km})$, $\alpha(x, t_{km})$

при $a(x, t) = va r$

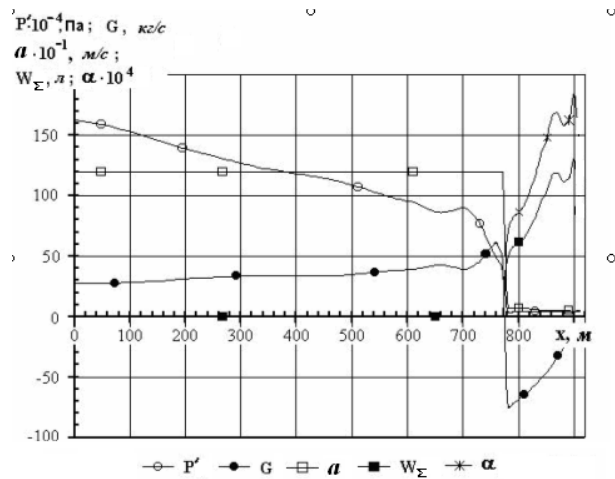


Рис. 7. Зависимости $P'(x, t_w)$,

$G(x, t_w)$, $W_{\Sigma}(x, t_w)$, $\alpha(x, t_w)$

при $a(x, t) = va r$

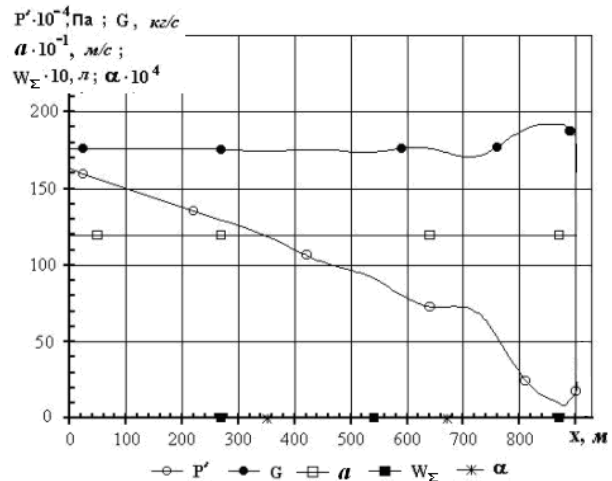


Рис. 8. Зависимости $P'(x, t_c)$,

$G(x, t_c)$, $a(x, t_c)$, $W_{\Sigma}(x, t_c)$, $\alpha(x, t_c)$

при $a(x, t) = va r$

На рисунке 9 приведены зависимости $a(x_i, t_j)$ в пределах координат границ области кавитации воды в трубе при $t_k; 0,3 t_{km}; 0,5; t_{km}$.

На основании результатов расчётов и данных, приведённых на рисунках 3-9, последовательность и динамика образования и смыкания пузырьковых каверн и суперкаверн такая. В соответствии с расчётом образование кавитационных каверн начинается у

заслонки дросселя с образования пузырьковых каверн в $t \approx 1,724$ с, то есть через $\sim 0,1$ с после прихода к заслонке всего переднего профиля отражённой волны от ёмкости с постоянным давлением жидкости (в $t = T_k + T_{fm0} = 0,1 + 1,52 = 1,62$ с) (рис. 3-5).

Здесь T_{fm0} - фаза гидроудара.

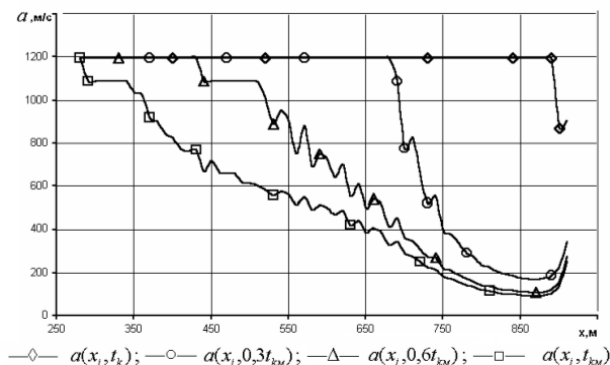


Рис. 9. Зависимости $a(x, t) \neq const$

Появление отрицательного $W_{\varphi 2}(t) \approx 0,0035$ м³ на рисунках 3-5 объясняется тем, что начало интегрирования $W_{\varphi 2}$ производится только после гарантированного опорожнения от воды контрольного объёма $W_{\varphi k} = 0,0035$ м³. На указанных рисунках построена зависимость изменения значений такого интеграла. При вычислении точных значений $W_{\varphi 2}(t)$ к каждому значению такого интеграла необходимо прибавить $W_{\varphi k}$. Например, $W_{\varphi 2m} = 0,01593 + 0,0035 = 0,01943$ м³ (рис. 3-5).

Образование суперкаверны начинается при $t \approx 1,74$ с, то есть почти одновременно с началом образования пузырьковых каверн (рис. 3-5). При $t = 2,201$ с со скоростью, близкой к скорости звука в некаветирующей жидкости, область каветирующей жидкости распространилась на максимальную длину ($L_m = 623$ м), но при этом $W_{\Sigma} \approx 0,043$ м³ (рис. 3-6). Максимальный $W_{\Sigma m} = 0,1272$ м³

получается при $t = 3,358$ с (рис. 7, 3-5), а максимальное значение объема суперкаверны $W_{\varphi m} = 0,01943$ м³ получается при $t = 4,667$ с (рис. 3-5). Следовательно, увеличение суперкаверны происходит при распространяющемся от ёмкости и от дросселя смыканий пузырьковых каверн. Столб каветирующей воды сжимается с обеих сторон со стороны ёмкости под действием давления, а со стороны заслонки дросселя - под действием силы инерции жидкости (рис. 3-7).

При $t_c = 4,719$ с пузырьковые каверны полностью смыкаются (рис. 3-5, 8), а при $t = 4,87$ с полностью смыкается и суперкаверна (под действием давления и расхода со стороны ёмкости) (рис. 3-5). Далее следует вторичный гидроудар, при котором “суперкаверна” не образуется.

Выводы

1. Данная работа демонстрирует возможности практического применения впервые разработанного автором и опубликованного в 2002 году метода под названием «Метод расчёта неустановившихся течений жидкости в трубопроводе при переменных скоростях звука», который позволяет впервые рассчитывать неустановившиеся кавитационные течения дегазированной жидкости при переменных по времени и координатам скоростях звука (то есть при скоростях звука, зависящих от переменных по времени и координатам параметрах жидкости и проточной части).

2. Этот метод и математическая модель позволяют получать наиболее информативные (полные) сведения о кавитационных течениях дегазированных жидкостей в проточных частях различных устройств и систем (например, в питающих и других трубопроводах ЖРДУ, работающих на низкокипящих компонентах топлива (O_2, H_2) и на известных практически дегазированных высококипящих компонентах топлива; в герметичных системах гидравлического привода и управления металлообрабатывающего и другого оборудования; в роботах; в транспортёрах автоматизированных производств и др.).

3. Этот метод и математическая модель позволяют решать проблему расчёта возникновения и эволюции неустановившихся кавитационных течений компонентов топлива в питающих трубопроводах ЖРДУ, которые могут возникать при распространении по ним отражённых от баков волн уменьшенного давления, возникающих в связи с воспламенением топлива в камерах сгорания. При некоторых условиях, как известно, эти неустановившиеся течения могут вызывать (инициировать) незатухающие с увеличивающимися амплитудами колебания давлений компонентов топлива в трубопроводах, тяги ЖРДУ и разрушение ракеты.

4. Этот метод востребован для выполнения расчётов в областях гидроавтоматики, робототехники и др.

5. Известные в настоящее время экспериментальные методы и измерительные приборы не позволяют получать настолько полную и достоверную информацию о кавитационных течениях дегазированной (и газированной) жидкости в проточных частях упомянутых устройств и систем, как упомянутый выше расчётный метод. Это утверждение обосновывается, с одной стороны, тем, что в настоящее время нет датчиков для измерений быстроизменяющихся массовых расходов (ДБР) и датчиков быстроизменяющихся плотностей (сплошностей) (ДБП) кавитирующих (и некавитирующих) жидкостей в конкретных поперечных сечениях трубопроводов и проточных частей устройств, имеющих требуемые быстродействия и обеспечивающих требуемые точности измерений, которые подтверждены экспериментально результатами их динамического градуирования, а также нет необходимых методов (и стендов) динамического градуирования ДБР и ДБП. С другой стороны, нет возможностей устанавливать достаточно большое число ДБР, ДБП и датчиков давления (ДД) в проточных частях исследуемых устройств и систем из-за их относительно больших габаритов, из-за их возможного влияния на исследуемые кавитационные процессы (течения) и из-за больших затрат на их приобретение и установку, на приобретение и установку необходимого количества усилива-

ющей и записывающей аппаратуры, кабелей и др. Например, для получения удовлетворительных экспериментально определённых зависимостей, приближённо соответствующих приведённым в статье, требуется около 100 ДБР, 100 ДБП и 180 ДД. При этом требования иметь 180 ДД возникает из-за необходимости измерять давления (P) в упомянутых 60 поперечных сечениях трубы в диапазоне $0,3 \cdot 10^5 \text{ Па} < P_i < 50 \cdot 10^5 \text{ Па}$ с погрешностями $\pm(3 \div 5)\%$ от верхнего предела измерения каждого датчика. Это при диапазоне измерения одного ДД $P_{\max}/P_{\min} = 4$ требует установки в каждом упомянутом поперечном сечении трубы не менее трёх ДД.

Однако даже при установке всех упомянутых датчиков обеспечить высокую точность экспериментального определения быстроперемещающихся границ областей пузырьковой кавитации и суперкаверны почти невозможно. Определять их точное положение, анализировать правильность полученных экспериментальных результатов и уточнять их можно только на основе расчётных исследований.

6. Результаты многочисленных исследований кавитационных колебаний воздушно-насыщенной (и даже дегазированной) воды в трубопроводе - это совсем не то, что исследования кавитационных колебаний реальных низкокипящих и высококипящих компонентов топлива ЖРД, но выполнить такие исследования крайне трудно как из-за высокой стоимости, так и в связи с трудностью обеспечения безопасного их проведения. В этом случае, по существу, единственно возможным является проведение расчётных исследований.

Библиографический список

1. Чарный И. А. Неустановившиеся движения реальной жидкости в трубах. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Недра, 1975. – 296 с.
2. Лямаев Б. Ф., Небельсин Г. П., Немотов В. А. Стационарные и переходные процессы в сложных гидросистемах. – Л.: Машиностроение, Ленинград отд., 1978. – 190 с.

3. Поттер Д. В. Вычислительные методы в физике. – М.: Мир, 1975. – 392с.
4. Каракулин Е. А. Метод расчёта неустановившихся течений жидкости в трубопроводе при переменных скоростях звука. // Математическое моделирование. - 2004. - Т.16. - №4. - С. 67-79.
5. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа/ Учеб. для вузов, 6-е изд., перераб. и доп. – М.: Наука. Гл. ред. физ. мат. лит., 1987. – 840 с.
6. Мостков М. А. Прикладная гидромеханика. – М. – Л.: Госэнергоиздат, 1963. – 463 с.
7. Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Жулай Ю. А. Грабовская Т. А., Дрозд В. А., Каракулин Е. А. Анализ зависимостей напоров осевого шнекового преднасоса и насоса в целом от объёма кавитационной полости. – В кн.: Кавитационные автоколебания в насосных системах. Ч.1. – Киев: Наукова думка. 1976. - С.131–135.
8. Грабовская Т. А., Жулай Ю. А. Об одном способе устранения погрешности в определении объёма кавитационной полости в проточной части насоса в режиме кавитационных автоколебаний. – В кн.: Кавитационные автоколебания в насосных системах. Ч.1. – Киев, 1976. - С.118–123.
9. Каракулин Е. А. Влияние вдува воздуха в питающий трубопровод на кавитационные автоколебания в системе “шнеко-центробежный насос-трубопроводы” // В кн. Рабочие процессы в шнеко-центробежных насосах. Сб. науч. тр. – Киев: Наукова думка, 1978. - С. 82–85.
10. Каракулин Е. А. Сравнение зависимостей шнекового преднасоса и шнеко-центробежного насоса в целом от объёма кавитационной полости для насосов, существенно различных по геометрическим размерам и основным параметрам // В кн. Рабочие процессы в шнеко-центробежных насосах. Сб. науч. тр. – Киев: Наукова думка, 1978. - С. 70–73.
2. Lyamayev, B. F., Nebelsin G. P., Nemotov V. A. Stationary and transitional processes in complex hydrosystems. – Leningrad: Mechanical engineering, Leningrad dep., 1978. – 190 p.
3. Potter, D. V. Computing methods in physics. – Moscow: Mir, 1975. – 392 p.
4. Karakulin, Ye. A. Method of calculation of unsteady flows of a liquid in the pipeline at variable speeds of sound. // Mathematical modeling. 2004. V.16. No.4, pp. 67-79.
5. Lojtsyansky, L. G. Mechanics of liquid and gas: manual for institutes of higher education. The 6th revised edition. – Moscow: Nauka. Chief editorial board of literature on physics and mathematics. lit., 1987. – 840 p.
6. Mostkov, M. A. Applied hydromechanics. – Moscow – L.: Gosenergoizdat, 1963. – 463 p.
7. Pilipenko, V. V., Zadontsev V. A., Julay Yu. A., Grabovskaya T. A., Drozd V. A., Karakulin Ye. A. Analysis of dependences of pressures of the axial auger prepump and the pump as a whole on the volume of cavitation cavities. – in the book: Cavitation self-oscillations in pump systems. Ch.1. – Kiev: Naukova dumka. 1976. pp. 131-135.
8. Grabovskaya, T. A., Julay Yu. A. A way of eliminatory error in determining the volume of a cavitation cavity in the flowing part of the pump in the mode of cavitation self-oscillations. – in the book.: Cavitation self-oscillations in pump systems. Ch.1. – Kiev, 1976. p. 118-123.
9. Karakulin, Ye. A. Influence of air injection into the supply pipeline on cavitation self-oscillations in the “auger-centrifugal pumps-pipelines” system // In the book Working processes in auger-centrifugal pumps. Collection of scient. works – Kiev: Naukova dumka, 1978. pp. 82–85.
10. Karakulin, Ye. A. Comparison of dependences of the screw prepump and the auger-centrifugal pump as a whole on the volume of cavitation cavities for pumps, significantly varying in geometrical dimensions and key parameters // In the book. Working processes in auger-centrifugal pumps. Collection of scient. works – Kiev: Naukova dumka, 1978. pp. 70–73.

References

1. Charnyi, I. A. Unsteady motion of actual liquid in pipes. – 2nd revised edition, revised – М.: Nedra, 1975. – 296 p.

RESEARCH OF DYNAMICS OF INITIATION, PROPAGATION, GROWTH AND CLOSURE OF BUBBLE CAVITIES AND A SUPERCAVITY IN A PIPE WITH DECONTAMINATED LIQUID UNDER HYDRAULIC IMPACTS

© 2010 Ye. A. Karakulin

Institute for computer science and problems of regional management
of Kabardino-Balkarsky Scientific Centre of the Russian Academy of Sciences

For characteristic cross-sections of a simple pipeline with cavitating decontaminated liquid (near the supply capacity ($x=0$), in the middle of a pipe ($x=0,5L$), near a completely closed throttle ($x=L$), where x is a longitudinal coordinate, L is the length of the pipe) and for characteristic times (t) of the development of processes of cavitation (at the maximum length of the cavitation zone (t_{km}), at the maximum total volume of bubble cavities (t_w) with full closing of all cavitation cavities (t_c)) dependences of changes over X and t during two cycles of total volumes (W_y), of bubble cavities, supercavity volumes, ($W_{\phi 2}$) steam-content (α), speeds of a sound (a), a true pressure (P') and the mass expense (G) of a liquid or the steam-and-liquid mixtures are given. They are calculated according to the methods developed by the author, presented in [4]. The analysis of these dependences which reveals the dynamics of cavitation processes in a pipe with cavitating decontaminated liquid under hydraulic impacts is given.

Pipeline, decontaminated liquid, hydraulic impact, unsteady flow, bubble cavitation, supercavity, dynamic processes.

Информация об авторе

Каракулин Евгений Алексеевич, старший научных сотрудник, Институт информатики и проблем регионального управления Кабардино-Балкарского научного центра РАН. Область научных интересов: методы расчета и устройства для исследования динамических процессов в трубопроводах ЖРДУ при переменных скоростях звука. E-mail: iipru@rambler.ru.

Karakulin Yevgeny Alexeyevitch, senior researcher, Institute for computer science and problems of regional management of Kabardino-Balkarsky Scientific Centre of the Russian Academy of Sciences, iipru@rambler.ru. Area of research: methods of calculation and devices for research of dynamic processes in LRPS pipelines at variable speeds of sound.

ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ И ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

© 2010 В. И. Потапов

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

С использованием формализма принципа максимума определяются программы управления и траектории движения сверхзвуковой первой ступени авиационно-космической системы с целью набора максимальной скорости при заданном угле наклона траектории и нефиксированной высоте.

Авиационно-космическая система, сверхзвуковая первая ступень, программы управления коэффициентом подъёмной силы, траектории движения.

Введение. Для запуска на околоземные орбиты малых спутников могут быть использованы авиационно-космические системы (АКС) со сверхзвуковой первой ступенью. В качестве такой ступени может быть использован либо модернизированный сверхзвуковой самолёт, либо специально созданный аппарат.

Использование самолёта - прототипа тяжёлого истребителя МиГ-31И - рассмотрено в [1]. Показано, что при запуске второй (ракетной) ступени самолёт имеет небольшую скорость (несколько больше скорости звука) на высоте не более 30 км.

Поэтому для создания лучших условий для запуска ракетной ступени (бульшая скорость и высота) необходимо создавать специальные аппараты.

Одним из них является аппарат MPV (MIPCC-powered vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями; Mass Injection Pre-Compressor Cooling - система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя) системы RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch - доступная система для запуска малых грузов по требованию) [2,3]. Прототип такого аппарата рассматривается в данной работе в качестве первой ступени АКС.

Схема манёвра. При движении первой ступени можно выделить следующие характеристики траектории.

1. Максимальная скорость полёта, которая соответствует горизонтальному полё-

ту на определённой высоте.

2. Максимальная высота полёта. Решение задачи соответствует манёвру «горка» с вырожденным прямолинейным участком [2].

3. Максимальный угол наклона траектории. Решение задачи определяется величиной перегрузки, соответствующей начальному участку манёвра [2].

При исследовании движения первой ступени АКС выделим два участка: активный (с работающей двигательной установкой - ДУ и силой тяги) и пассивный (с выключенной ДУ и отсутствием силы тяги).

На активном участке аппарат из режима горизонтального полёта начинает криволинейный набор высоты. Управляющим параметром является нормальная скоростная перегрузка n_{ya} . Активный участок продолжается до тех пор, пока не будет достигнута предельная высота работы ДУ. После выключения ДУ наступает пассивный участок, на котором движение аппарата определяется программой управления $C_{ya}(t)$ - зависимостью коэффициента аэродинамической подъёмной силы C_{ya} от времени t .

В работе рассматривается пассивный участок движения аппарата, а активный участок лишь определяет его начальные условия.

Модель движения. Система дифференциальных уравнений, описывающих пассивное движение аппарата, имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -C_{xa} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} - g \cdot \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{1}{V} \left(C_{ya} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} - g \cdot \cos \theta \right), \\ \frac{dh}{dt} &= V \cdot \sin \theta. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь t – время, в секундах; V – скорость, в $\frac{м}{с}$; θ – угол наклона траектории; h – высота, в $м$; $C_{xa} = f(C_{ya}, M)$ – коэффициент лобового сопротивления; M – число Маха; $\rho = f(h)$ – плотность воздуха на заданной высоте, в $\frac{кг}{м^3}$; S – площадь крыла, в $м^2$; g – ускорение свободного падения, в $\frac{м}{с^2}$.

При моделировании движения аппарата на активном участке используются уравнения (1), в двух первых из которых учитываются составляющие тяги ДУ.

Зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъёмной силы имеет вид:

$$C_{xa} = C_{xa0} + AC_{ya}^2, \quad (2)$$

где C_{xa0} – коэффициент пассивного лобового сопротивления, A – коэффициент отвала поляры.

Следовательно, для коэффициента лобового сопротивления производная по коэффициенту подъёмной силы определяется следующим образом:

$$\frac{\partial C_{xa}}{\partial C_{ya}} = 2A \cdot C_{ya}. \quad (3)$$

На управление наложены ограничения:

$$C_{ya}^{\min} \leq C_{ya}(t) \leq C_{ya}^{\max}. \quad (4)$$

Минимальное значение коэффициента подъёмной силы C_{ya}^{\min} равно нулю.

Максимальное значение коэффициента подъёмной силы C_{ya}^{\max} определяется либо из условия ограничения максимально допустимой перегрузки $n_{ya\max}$, либо из условия ограничения максимального значения коэффициента подъёмной силы C_{ya}^{don} . Перегрузка определяется следующим выражением:

$$n_{ya} = \frac{Y_a}{mg} = \frac{C_{ya} \rho V^2 S}{2mg}, \quad (5)$$

где Y_a – аэродинамическая подъёмная сила.

Следовательно, C_{ya}^{\max} является наименьшим из следующих двух значений:

$$C_{ya}^{\max} = \min \left\{ \begin{aligned} &C_{ya}^{\text{don}}(M), \\ &C_{ya}^{n_{ya}} = \frac{2n_{ya} mg}{\rho V^2 S}. \end{aligned} \right. \quad (6)$$

Для летательного аппарата MPV системы RASCAL C_{ya}^{don} соответствует углу атаки, равному 20° .

Задача оптимизации. Рассмотрим задачу о максимизации скорости в конце пассивного участка движения первой ступени при заданном угле наклона траектории и нефиксированной высоте. Её решение позволит, во-первых, определить структуру управления и, во-вторых, определить зависимость между наибольшей конечной скоростью и соответствующей ей конечной высотой, которые являются начальными условиями старта второй ступени АКС.

За критерий оптимизации примем значение конечной скорости

$$V_k = \int_{t_0}^{t_k} \left(\frac{C_{xa} \rho V^2 S}{2m} + g \sin \theta \right) \rightarrow \min. \quad (7)$$

Для определения оптимального коэффициента подъёмной силы $C_{ya}^{\text{opt}}(t)$ воспользуемся формализмом принципа максимума Понтрягина.

Функция Гамильтона имеет вид:

$$H = \frac{\psi_\theta}{V} \left[C_{ya} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} - g \cdot \cos \theta \right] + \psi_{h_0} \cdot V \sin \theta + \left[C_{xa} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} + g \cdot \sin \theta \right], \quad (8)$$

где ψ_θ , ψ_{h_0} - сопряжённые переменные, соответствующие фазовым координатам: углу наклона траектории θ и высоте h . Система уравнений для сопряжённых переменных имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\psi}_\theta &= -\frac{\psi_\theta \cdot g \cdot \sin \theta}{V} - \psi_{h_0} \cdot V \cdot \cos \theta + g \cdot \cos \theta, \\ \dot{\psi}_{h_0} &= -\left(\psi_\theta \cdot C_{ya} \cdot \frac{VS}{2m} \cdot \frac{d\rho}{dh} + C_{xa} \cdot \frac{V^2 \cdot S}{2m} \cdot \frac{d\rho}{dh} \right) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

Запишем необходимое условие экстремума функции H по управлению C_{ya} :

$$\frac{\partial H}{\partial C_{ya}} = \frac{\psi_\theta}{V} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} + C_{xa} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} = 0. \quad (10)$$

С учётом (3) условие (10) примет вид:

$$\frac{\psi_\theta}{V} + (2AC_{ya}) = 0,$$

откуда следует:

$$C_{ya}^{opt} = -\frac{\psi_\theta}{2VA}. \quad (11)$$

Для определения оптимальной программы управления $C_{ya}^{opt}(t)$ необходимо решать совместно уравнения движения (1) и уравнения сопряжённой системы (9).

Как следует из (11), C_{ya}^{opt} зависит от значения сопряжённой переменной ψ_θ . Предположим, что в начальный момент времени t_n известно значение оптимального коэффи-

циента подъёмной силы C_{ya0}^{opt} . Тогда из (10) получим выражение для ψ_{θ_0} :

$$\psi_{\theta_0} = -C_{ya} 2VA. \quad (12)$$

Для обеспечения отсутствия разрывов функции $C_{ya}(t)$ будем считать, что оптимальное значение коэффициента подъёмной силы C_{ya0}^{opt} в начальный момент времени соответствует конечному значению C_{ya} на активном участке.

Начальное значение сопряжённой переменной ψ_{h_0} неизвестно. Поэтому будем задавать ряд значений ψ_{h_0} и оценим влияние данной переменной на конечные параметры движения.

Результаты моделирования. В начальный момент времени пассивного участка ($t_n = 0$) известны скорость V_n , угол наклона траектории θ_n и высота h_n , которая равна высоте выключения ДУ ($h_n = 26,8$ км [2]). Они соответствуют конечным условиям движения на активном участке и вместе с коэффициентом подъёмной силы представлены в таблице 1 для различных значений перегрузки n_{ya} , определяемой только подъёмной силой (5). Принято, что $n_{ya \max} = 5$.

В таблице 2 для различных значений перегрузки n_{ya} на активном участке, определяющих разные начальные условия движения на пассивном участке (табл. 1), и для различных значений сопряжённой переменной ψ_{h_0} представлены полученные в результате моделирования пассивного движения конечные значения высоты h_k и скорости V_k при достижении заданного угла наклона траектории $\theta_k = 20^\circ$, соответствующего условию старта второй ступени системы RASCAL [2].

Как следует из табл.1, при перегрузке $n_{ya} = 2$ начальный угол наклона траектории θ_n меньше 20° . Поэтому при моделирова-

Таблица 1. Начальные условия движения на пассивном участке

n_{ya}	2	3	4	5
$\theta, \text{град}$	19	26,9	33,1	38,4
$V, \text{м/с}$	1193	1193	1186	1174
C_{ya}	0,145	0,217	0,292	0,374

Таблица 2. Конечные условия движения на пассивном участке

n_{ya}	2		3		4		5	
	$h, \text{км}$	$V, \text{м/с}$	$h, \text{км}$	$V, \text{м/с}$	$h, \text{км}$	$V, \text{м/с}$	$h, \text{км}$	$V, \text{м/с}$
$\psi_{h_0} = 0$	30,1	1133	40,36	1040	48,8	941	56,1	832
$\psi_{h_0} = 0,1$	35,7	1061	44,24	979	51,7	888	57,9	788
$\psi_{h_0} = 0,5$	37,3	1007	46,48	919	53,7	830	59,8	737
$\psi_{h_0} = 1$	37,4	1004	46,5	915	53,8	827	59,9	728

нии движения на пассивном участке угол $\theta = 20^\circ$ достигается дважды. В табл. 2 для этой перегрузки представлены результаты, соответствующие второму, конечному значению угла наклона траектории. При других значениях перегрузки n_{ya} угол θ_n больше 20° (табл. 1), и поэтому аппарат достигает этого значения угла наклона траектории только один раз в конце пассивного участка.

По результатам моделирования обоих участков движения в качестве примера на рисунках 1 и 2 показаны зависимости коэффициента подъемной силы C_{ya} от времени t для крайних значений перегрузки: $n_{ya} = 5$ и $n_{ya} = 2$.

На рис. 1 участок АВ соответствует активному участку набора высоты. Движение происходит с максимальной перегрузкой $n_{ya}^{\max} = 5$ и соответствующей ей величиной C_{ya}^{\max} . В точке В на высоте 26,8 км происходит выключение ДУ. Дальнейший набор вы-

соты происходит в пассивном режиме при начальной скорости $V = 1174$ м/с и угле наклона траектории $\theta = 38,4^\circ$ (табл. 1) с программой управления, определяемой согласно (11) с учётом ограничений на управление (4).

Участок ВЕF соответствует движению при начальном значении сопряжённой переменной $\psi_{h_0} = 0$. На участке ВЕ коэффициент подъемной силы уменьшается до тех пор, пока не достигает в точке Е минимального значения $C_{ya}^{\min} = 0$. Принято, что дальнейшее движение (участок ЕF) происходит с этим значением C_{ya} .

Участок ВСDE`F` соответствует движению при начальном значении сопряжённой переменной $\psi_{h_0} = 1$. После выключения ДУ коэффициент подъемной силы принимает значение, соответствующее максимальной перегрузке $n_{ya}^{\max} = 5$ (участок ВС). Значение коэффициента подъемной силы C_{ya} увеличивается (поскольку увеличивается C_{ya}^{\max}) до тех

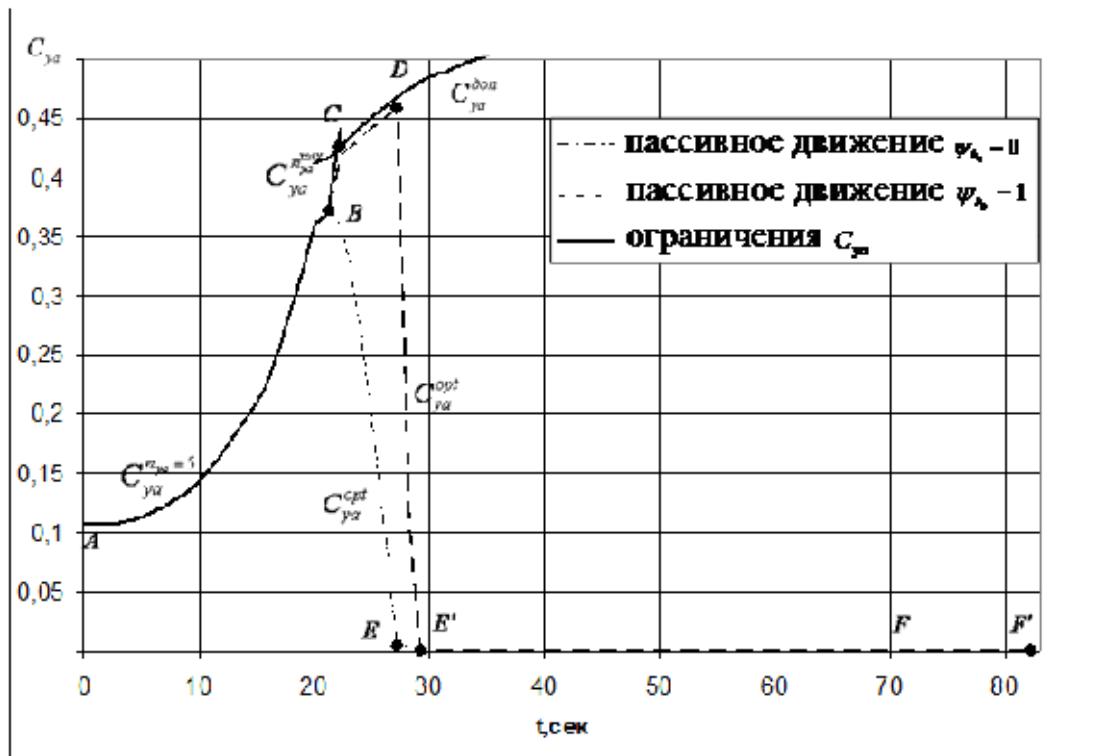


Рис. 1. Зависимость коэффициента подъёмной силы C_{ya} от времени t при $n_{ya} = 5$

пор, пока не достигает в точке C максимального допустимого значения C_{ya}^{don} . Дальнейшее движение происходит с $C_{ya} = C_{ya}^{don}$ (участок CD). На участке DE' происходит резкое уменьшение коэффициента подъёмной силы с максимального значения в точке D до минимального значения ($C_{ya}^{min} = 0$) в точке E' . Принято, что дальнейшее движение (участок $E'F'$) происходит с этим значением C_{ya} .

Принципиальное отличие характера этих двух траекторий заключается в следующем.

Первая траектория $ABEF$ соответствует малым значениям C_{ya} и, как следствие, малым значениям коэффициента лобового сопротивления C_{xa} , что приводит к большей скорости в конце траектории. В то же время малые значения C_{ya} приводят к меньшей конечной высоте.

Вторая траектория $ABCDE'F'$ реализуется с большим значением C_{ya} . В результате

увеличивается угол наклона траектории θ , что приводит к росту конечной высоты. Большие значения C_{ya} приводят к увеличению коэффициента лобового сопротивления C_{xa} , и как следствие, к уменьшению конечной скорости. Таким образом, в конце манёвра при угле наклона траектории $\theta_k = 20^\circ$ первая траектория обеспечивает большую конечную скорость при меньшей высоте, а вторая, напротив, большую высоту при меньшей скорости (табл. 2).

Программы управления для малой перегрузки $n_{ya} = 2$ на активном участке представлены на рисунке 2.

На рис. 2 участок AB соответствует активному участку движения. В точке B на высоте 26,8 км происходит выключение ДУ и начинается пассивный участок движения с программой управления, определяемой согласно (11) с учётом ограничений на управление (4).

Участок BE соответствует движению при начальном значении сопряжённой пере-

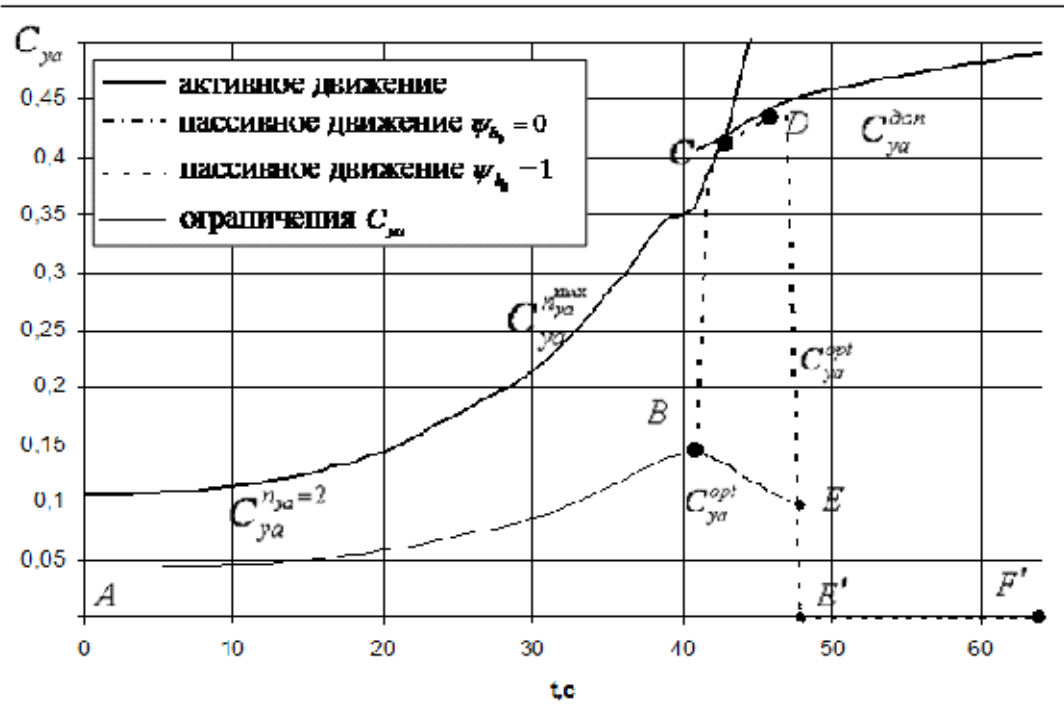


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъёмной силы C_{ya} от времени t при $n_{ya} = 2$

менной $\psi_{h_0} = 0$. На участке BE коэффициент подъёмной силы уменьшается.

Участок BCDE`F` соответствует движению при начальном значении сопряжённой переменной $\psi_{h_0} = 1$. На участке BC коэффициент подъёмной силы быстро растёт, пока не достигает в точке C максимально допустимого значения C_{ya}^{don} . Дальнейшее движение происходит с коэффициентом подъёмной силы, соответствующим этому значению.

На участке DE`, аналогично рис. 1, происходит резкое уменьшение коэффициента подъёмной силы с максимального значения (C_{ya}^{don}) в точке D до минимального значения ($C_{ya}^{min} = 0$) в точке E`. Принято, что на участке E`F` движение происходит с этим значением C_{ya} .

Из рис. 1 и 2 можно сделать вывод о том, что коэффициент подъёмной силы $C_{ya}(t)$ уменьшается к концу пассивного уча-

стка движения независимо от величины перегрузки n_{ya} на активном участке движения.

На рис. 3 в качестве примера для перегрузки $n_{ya} = 5$ показаны изменения скорости V , угла наклона траектории θ и высоты h для начальных значений сопряжённой переменной $\psi_{h_0} = 0$ и $\psi_{h_0} = 1$.

Из рис. 3 следует, что независимо от начальной величины сопряжённой переменной ψ_{h_0} высота h монотонно возрастает, скорость V монотонно падает, угол наклона траектории θ вначале увеличивается и достигает максимального значения, а затем снижается до заданного конечного значения $\theta_k = 20^\circ$. При $\psi_{h_0} = 0$ в конце траектории достигается большая скорость при меньшей высоте, а при $\psi_{h_0} = 1$ достигается большая высота при меньшей скорости (табл. 2).

На рисунках 4 и 5 показаны зависимости конечных условий движения: скорости

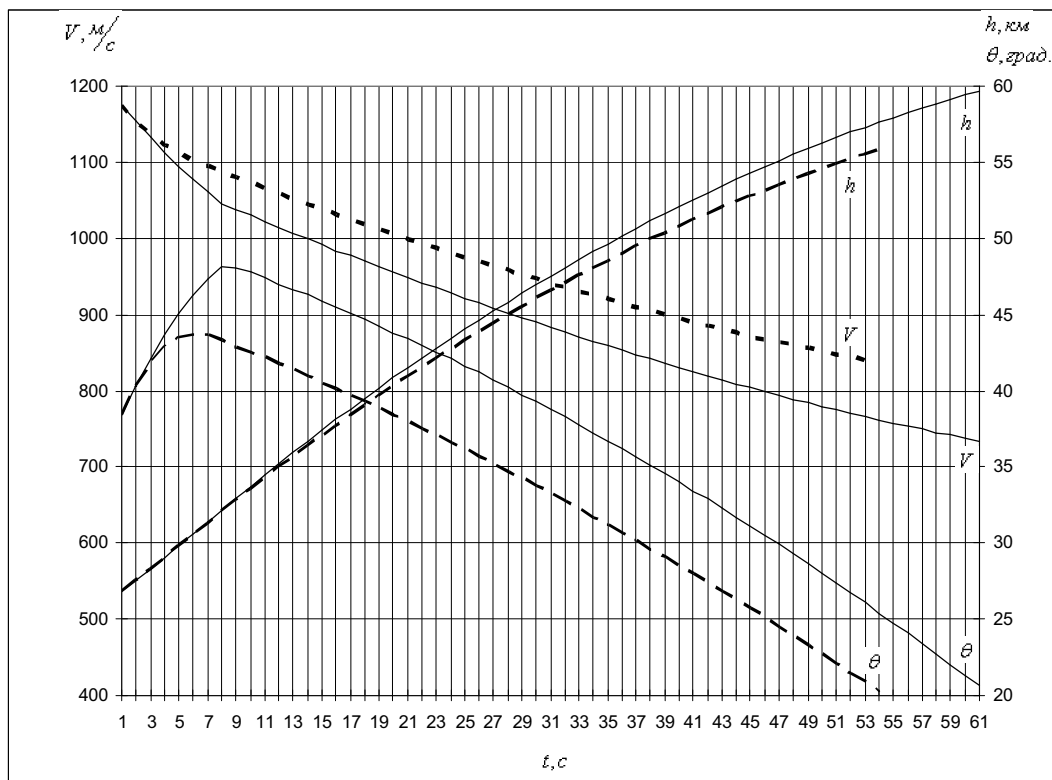


Рис. 3. Зависимости скорости V , угла наклона траектории θ и высоты h от времени t ;
 — $\psi_{h_0} = 1$, - - - $\psi_{h_0} = 0$

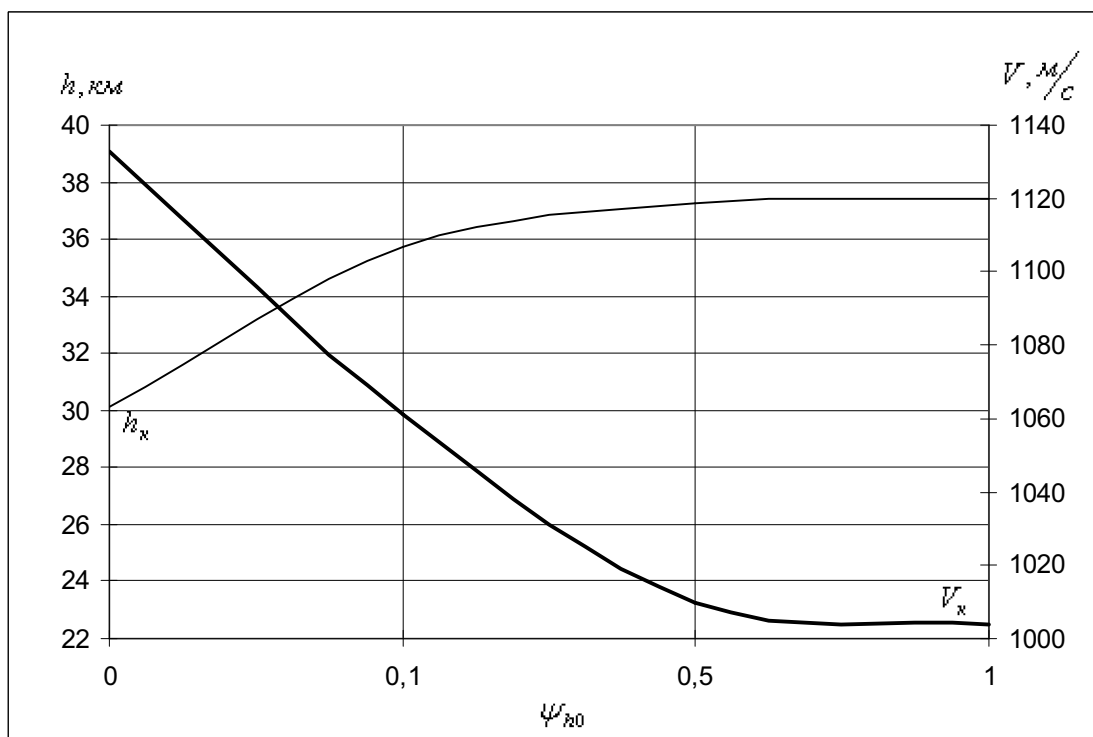


Рис. 4. Зависимость конечных условий движения первой ступени от начального значения сопряжённой переменной ψ_{h_0} при $n_{ya} = 2$

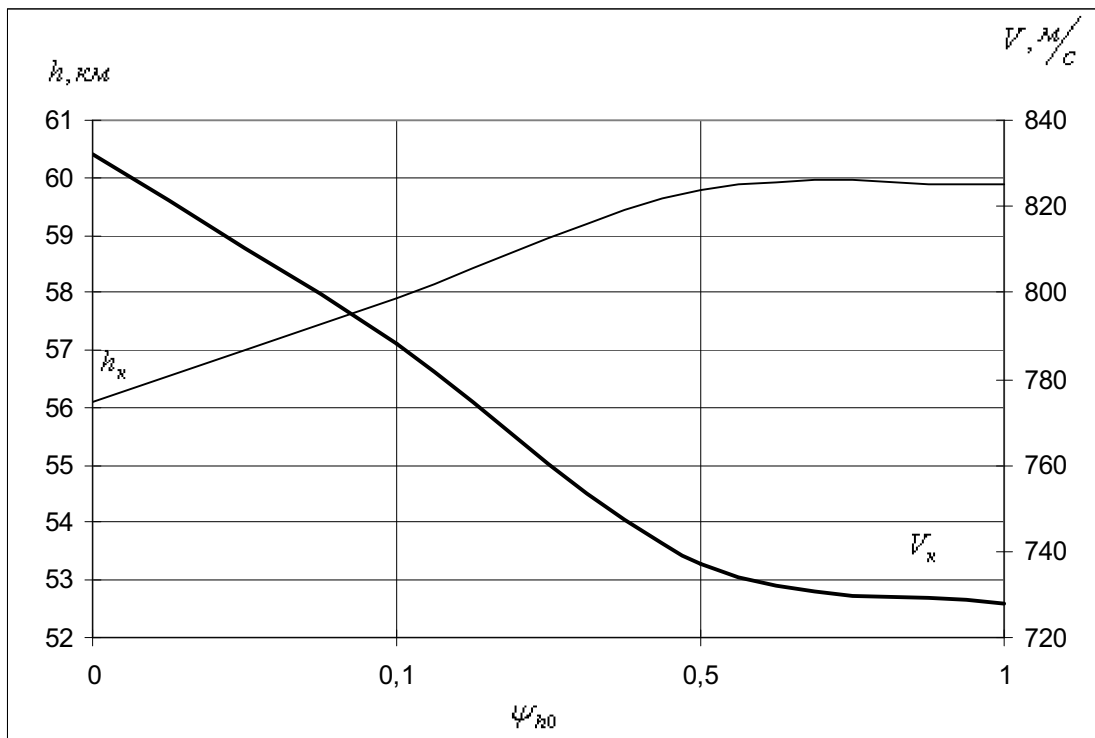


Рис. 5. Зависимость конечных условий движения от начального значения сопряжённой переменной ψ_{h_0} при $n_{ya}=5$

V_k и высоты h_k от начального значения сопряжённой переменной ψ_{h_0} для крайних значений перегрузки: $n_{ya}=2$ и $n_{ya}=5$.

Дальнейшее увеличение ψ_{h_0} не приводит к существенным изменениям конечных условий движения V_k и h_k .

Заключение. В конце участка пассивного движения для уменьшения торможения аппарата и максимизации конечной скорости коэффициент подъёмной силы уменьшается и может принимать минимальное значение.

Большие значения перегрузки n_{ya} позволяют достигнуть большего угла наклона траектории на пассивном участке движения, что приводит к большей конечной высоте при меньшей конечной скорости.

Библиографический список

1. Балакин, В. Л. Траектории движения сверхзвукового самолёта как первой ступени авиационно-космической системы [Текст]/В. Л. Балакин, В. И. Потапов//Вест-

ник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – №2(18). – С. 7-13.

2. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation David Young AE8900 Special Project Report May 3, 2004 School of Aerospace Engineering Space System Design Laboratory Georgia Institute of Technology Atlanta, Georgia 30332-0150. <http://hdl.handle.net/1853/8372>.

3. Балакин, В. Л. Траектории движения летательного аппарата с охлаждаемыми турбореактивными двигателями как первой ступени авиационно-космической системы [Текст]/В. Л. Балакин, В. И. Потапов//Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – №3(19), часть 3. – С. 273-278.

References

1. Balakin, V. L. Motion trajectories of supersonic aircraft as the first stage of aerospace systems / V. L. Balakin, V. I. Potapov// Journal of Samara State Aerospace University – 2009. – No. 2(18). – pp. 7-13.

2. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation David Young AE8900 Special Project Report May 3, 2004 School of Aerospace Engineering Space System Design Laboratory Georgia Institute of Technology Atlanta, Georgia 30332-0150. <http://hdl.handle.net/1853/8372>.

3. Balakin, V. L. Motion trajectories of aircraft with mass injection pre-compressor cooling turbojet engines as the first stage of aircraft-space systems/ V. L. Balakin, V. I. Potapov// Journal of Samara State Aerospace University – 2009. – No. 3(19), part 3. – pp. 273-278.

CONTROL PROGRAMS AND MOTION TRAJECTORIES OF HYPERSONIC FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM

© 2010 V. I. Potapov

Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

Control programs and motion trajectories of the hypersonic first stage of an aerospace system are defined using the maximum principle. The aim is to reach maximum velocity at a given trajectory slope and altitude.

Aerospace system, hypersonic first stage, lift coefficient control programs, motion trajectories.

Информация об авторе

Потапов Валентин Иванович, аспирант кафедры динамики полёта и систем управления, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет) . Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов. E-mail: balakin@ssau.ru.

Potapov Valentin Ivanovitch, post-graduate student, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), balakin@ssau.ru. Area of research: dynamics and control of aircraft propulsion.

УДК 629.78.01

АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ К РАЗВИТИЮ ИЛИ ПОЯВЛЕНИЮ НОВЫХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СЕМЕЙСТВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

© 2010 Ю. А. Советкин, Н. В. Степанова

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены варианты развития и появления новых семейств отечественных ракет-носителей.

Семейство ракет-носителей, космические аппараты, технико-экономические показатели, эффективность.

Федеральная космическая программа России [1] установила потребность в тех ракетно-космических комплексах (РКК), которые необходимы для внутреннего рынка космических услуг. Появился документ, регламентирующий программы производства ракет-носителей (РН), которые могут быть заказаны государством. Всё, что будет произведено сверх этой программы, должно быть ориентировано на внешний рынок. Поэтому конструкторские бюро (КБ) и заводы должны быть, в принципе, заинтересованы в поисках заказов на оказание космических услуг на международном рынке.

Однако в процессе интеграции России в мировое хозяйство выявилось много обстоятельств, которые обуславливали развитие отечественной ракетно-космической техники до начала этого процесса и те, которые появились после.

Требования, выдвигающиеся в тактико-технических заданиях (ТТЗ) к РН

1. Безусловная реализация вывода массы полезного груза – $M_{\text{пг}}$ на рабочую орбиту с высотой перигея – $H_{\text{п}}$, апогея – $H_{\text{а}}$ и наклонением i с соответствующими точностями Δj по каждому из параметров.

2. При переориентации боевого комплекса под решение гражданских задач максимальное сохранение служб стартового комплекса (технической и стартовой позиции), наземного комплекса управления полётом и т. д.

3. Максимальное сохранение производственной кооперации.

4. Минимизация экономических затрат и времени на разработку.

Рассмотрение этих основных требований приводит к констатации следующих фактов.

1. Существовавшая практика разработки ТТЗ приводила к тому, что оно было приспособлено к традиционно сложившимся проектно-конструкторским и производственным-технологическим базам Головного конструкторского бюро (ГКБ) и Головного сборочного завода (ГСЗ). Сохранялось использование для решения основной задачи тех двигателей, которые разрабатывались традиционным изготовителем двигателей, а следовательно, и тех пар компонентов топлива, на которых они работают.

2. Пуски конверсионных РН планировалось производить с традиционных стартовых сооружений (с открытого старта, из шахты, с подводных лодок, мобильных железнодорожных или автотранспортных комплексов).

3. Разработка новых систем, которые появлялись в составе РН, поручалась новым предприятиям по усмотрению Министерства, Головного института и других инстанций.

4. Затраты на разработку рассчитывались по методикам нормативно-справочной базы на основе обработки статистики по прошедшим проектам ракетно-космической техники (РКТ).

5. После защиты эскизного проекта открывалось финансирование, причём считались нормальными случаи (часто неоднократные) корректировок затрат, заявленных при эскизном проекте, в сторону увеличения. При этом стоимость разработки увеличивалась в разы.

Первые же шаги по интеграции России в международный рынок выявили, что наши требования к новым проектам по РКТ существенно отличаются от международных.

Особенности Международных требований к ракетам-носителям

1. Экологические требования. Использование на первых ступенях ракет-носителей токсичных компонентов (азотного тетраоксида – АТ и несимметричного диметилгидразина – НДМГ) практически запрещено по требованиям экологических организаций. Российскую РН «Протон», с помощью которой были выведены и смонтированы на орбитах отечественная космическая станция «МИР» и базовые модули Международной космической станции (МКС), в перспективе следует заменить на РН, использующую для двигателей блоков первой ступени экологически более чистые компоненты.

Стало проблемным использование для запусков зарубежных космических аппаратов (КА) в гражданских интересах РН серий «Космос» и «Циклон» и конверсионных ракет («Рокот», «Стрела», «Днепр», «Штиль-2»), двигатели которых используют пару компонентов АТ + НДМГ, а также конверсионных РН, двигатели которых работают на твердом пороховом топливе («Старт», «Старт-1») [2].

Новым международным требованиям по экологически чистым компонентам на первых ступенях РН из отечественных семейств стали соответствовать только два: РН на базе Р-7А (компоненты топлива на первой и второй ступенях – жидкий кислород + керосин) и семейство «Рикша» («Рикша», «Рикша-1», «Рикша-2»), первые ступени которых используют двигатели, работающие на компонентах жидкий кислород + сжиженный природный газ [2].

Анализ практических действий по выполнению в России международных требо-

ваний по экологии свидетельствует о том, что:

- завершается разработка нового семейства РН «Ангара», все члены которого на первой ступени имеют двигатели, работающие на жидком кислороде и керосине;

- сделана попытка заменить РН «Протон» при выводе на геостационарную орбиту полезного груза массой примерно 1,5 тонны РН «Аврора», которая, по предположениям разработчиков, будет членом семейства РН на базе Р-7А. Проект не получил развития.

2. Прозрачность средств на разработку и стоимости пуска.

Понятие о новом изделии

При разработке нового изделия по имевшейся нормативно-справочной базе предлагалось исходить из следующих соображений.

Имеется общее уравнение связи лётно-технических характеристик (ЛТХ) и проектных параметров со стоимостью $C_{изд} = f(n, m_0, m, q_{cp}, L_{0i}, n_{agr}, m_{cy}, m_{си}, SK)$, в котором входящие аргументы являются техническими параметрами.

Основные рабочие соотношения технических параметров со стоимостью имеют вид.

Структурные –

$$C_{опыт} = C_{корп} + C_{ду} + C_{cy} + C_{си} + C_{проч}.$$

Параметрические –

$$C_{изг\ движ} = 0,11 K_{топл} P_{пуст}^{0,79} P_{кс}^{0,74} P_{срез}^{-0,224} (T - 1960)^{0,2}.$$

Сравнительные –

$$C_{agr} = K_n K_{сл} C_{agr.прот.}; C_{agr} = \hat{C}_{agr} M_{agr}.$$

Если сейчас рассчитать любой из экономических параметров по имеющимся формулам, то отклонение от фактических затрат может быть в 100-250 раз.

Поэтому стали разделять разработки новых изделий (табл. 1).

Изменения по сравнению с аналогом при расчётном случае приведены в табл. 2.

Изменения составов комплектующих систем и другие изменения приведены в табл. 3.

Таблица 1

Виды «новых» изделий	СТЕПЕНЬ БЛИЗОСТИ К АНАЛОГУ				
	Аналог имеется			Явного аналога нет	Аналога нет
	Модификация или модернизация		Существенные отличия	Отдаленный прототип	Принципиально новое изделие
	Почти полное заимствование	Незначительные доработки	Значительные доработки	Новый прототип	Качественно новое изделие
Условное обозначение	Ан	Дор	Нов	Прот	Гип

Таблица 2

Случай	Характер изменения по сравнению с аналогом
Ан – модификация	Изменение технических показателей, позволяющее улучшить ЛТХ за счёт внутренних резервов изделия; устранение скрытых, выявленных в процессе эксплуатации проектно-конструкторских или производственно-технологических дефектов; изменение эргономики изделия и прочие причины. Модернизация отличается резко повышенным объёмом таких работ.
Дор – модернизация	
Нов – значительные доработки (фактически новое изделие)	Изменение аналога по структуре построения, основным ЛТХ, габаритно-массовым характеристикам, аэродинамике, прочности и т.д. Сохраняется идеология функционирования, внешняя похожесть, возможность использования наземных служб (с доработкой или без неё), кооперация и т.д.
Прот – новый прототип	Изделие должно иметь такие ЛТХ и прочие характеристики, которые будут достигнуты на нём впервые, при этом уровень современной техники позволяет их достичь.
Гип – гипотетика, качественно новое изделие	Изделие, технические характеристики которого в течение ближайших 5 – 10 лет нереализуемы, хотя технически осуществимы при решении проблем, требующих проведения фундаментальных исследований и НИР

Таблица 3

Случаи	Ан	Дор	Нов	Прот	Гип
Новые системы	0	10-30%	40-80%	> 80%	> 90%
Доработка систем аналога	10-30%	30-50%	30%	30%	< 20%
Заимствование документации аналога	90-100%	50-80%	10-40%	< 10%	0
Изменение технологии изготовления комплектующ.	5-10%	10-30%	30-80%	70-80%	80-90%
Изменение стоимости опытного образца	≤ 5%	≤ 20%	≥ 40%	≥ 100%	200-500%
Объём ПКР по сравнению с ПКР аналога*	20%	40%	80-100%	> 100%	200-500%
Доработки наземных служб	Не требуются	10%	20-40%	50-100%	Может измениться идеология построения служб
* ПКР – проектно-конструкторские работы					

Понятие о стоимости изготовления опытных и первого серийного образцов

При составлении бизнес-плана на прединвестиционной фазе проекта обычно разрабатывается проектный технико-экономический анализ, задачей которого является определение двух главных компонентов: стоимости изготовления опытного образца и общей стоимости затрат на разработку (всех затрат до момента начала серийного производства).

Для расчётных случаев **Ан** (часто и для **Дор**), когда возможны прямые калькуляционные расчёты, разработки проектного технико-экономического анализа не требуется, все изменения просчитываются напрямую калькуляцией.

Во всех остальных расчётных случаях используется понятие стоимости изготовления опытного образца изделия, приближенные оценки.

По предложению экспертов:

- каким-то образом определяется $C_{опыт}$;
- остальные рассчитываемые величины затрат находят путём умножения значения $C_{опыт}$ на коэффициент, который отражает отношение аналогичных затрат у статистических аналогов к стоимости их опытного изделия.

Теоретически за стоимость изготовления опытного образца принимается стоимость изготовления первого образца, предназначенного для летных испытаний (ЛИ). Реально стоимости изготовления всех образцов, выполненных в натуральную величину, отличаются друг от друга. Конструктивный макет, стендовые макеты и изделия, изделия для ЛИ – все имеют по окончательным сметным калькуляциям разные оптовые цены. Но это выявляется в то время, когда ГСЗ подготавливает и согласует сметные калькуляции. Колебания конкретной оптовой цены относительно среднеарифметической величины оптовых цен экспериментальных изделий для комплексной наземной экспериментальной отработки (КНЭО) и изделий для ЛИ могут быть $\pm 25\%$. Однако это выявляется только на поздних стадиях проектирования, а планирование затрат идет на ранних стадиях разработки (на прединвестиционной фазе

проекта), когда ещё в полной мере не определены ни состав изделий, ни стоимости его комплектующих.

Таким образом, первая условность $C_{опыт}$ вызвана предварительностью оценок.

Вторая условность состоит в том, что по результатам экспериментальных работ и ЛИ в конструкцию изделия и в составы систем могут быть внесены изменения, которые невозможно предусмотреть на любой стадии разработки.

Третья условность – невозможность учета влияния внешней среды за период от начала разработки до постановки изделия на серийное производство.

Чтобы избавиться от этих неопределенностей, было принято:

1. На проектных стадиях разработки I–III (прединвестиционной фазе проекта) стоимости изготовления всех экспериментальных изделий для КНЭО и всех изделий для ЛИ считать одинаковыми и равными $C_{опыт}$.

2. В методическом отношении $C_{опыт}$ считать той величиной, относительно которой определяются все затраты, расчет которых впрямую настолько трудоемок, а зачастую и просто невозможен, что экономически неэффективен из-за неопределенной точности при высокой стоимости и большом времени его проведения.

3. Стоимость изготовления первого серийного образца оценивать на основании статистики по разным проектам по формуле $C_1 \approx (0.85 \div 0.9) C_{опыт}$.

4. Если образуются экспертные комиссии, которые могут выработать коэффициенты новизны и сложности, а также установить коэффициенты инфляции, то можно сформировать такую таблицу аналитических расчётных формул (табл. 4).

5. В любом из случаев главным ориентиром является рыночная цена, по которой ЛА мог бы быть реализован на внутреннем или международном рынке продаж или услуг.

Понятие об эквивалентах для расчёта стоимости разработки

В стоимость разработки входят затраты Головного разработчика, затраты Головного сборочного завода и затраты на работы по наземному комплексу.

Таблица 4

Расчётный случай	Формула	Примечания
Ан – модификация	$C_{опыт} \leq 1,05 C_{сер N}$	N – номер аналога, с которого начнутся ЛИ
Дор – модернизация	$C_{опыт} \approx 1,2 K_{инф} C_{опыт ан}$	$C_{опыт ан}$ – у аналога
Нов – новое изделие	$1,2 K_{инф} C_{опыт ан} \leq C_{опыт} \leq 2 K_{инф} C_{опыт ан}$	Близость к границам – по соображениям экспертов
Прот – новый прототип	Экспертно	База – рыночная цена
Гип – гипотетика	Экспертно	База – квалификация эксперта

На основе статистических данных составлены таблицы отношений каждого из этих видов затрат к стоимости опытного образца (названные эквивалентами) для каждого из случаев разработки [3]. Как пример, приведена табл.5 для случая **Нов** (аббревиатуры в табл. 5 означают: $C_{гр}$ – затраты Головного разработчика приняты равными 10% от затрат ГСЗ; $N_{нк}$ – эквивалент работ по наземному комплексу; $N_{ГСЗ}$ – суммарный эквивалент всех работ Головного сборочного завода, состоящий из сумм: $N_{пп}$ – эквивалента затрат на подготовку производств, $N_{зоуа}$ – эквивалента затрат на экспериментальную отработку узлов и агрегатов, $N_{эу}$ – эквивалента затрат на отработку по эксперимен-

тальным установкам, $N_{оп}$ – эквивалента затрат на отработку прочности, $N_{кнэо}$ – эквивалента затрат на комплексную наземную экспериментальную отработку, $N_{ли}$ – эквивалента затрат на лётные испытания, $N_{пол}$ – эквивалента затрат на обеспечение одного полёта ЛА, кроме ракет, $N_{пуск}$ – эквивалента затрат на 1 пуск ракеты при пусках на ЛИ).

Таким образом, обеспечение прозрачности стоимости разработки и пуска ракеты-носителя может быть проэкспертировано по схеме: определение случая разработки — отыскание стоимости опытного образца и вычисление стоимости изготовления первого серийного — назначение или выбор рекомендуемых эквивалентов — определение зат-

Таблица 5. Рекомендуемые значения эквивалентов для случая **Нов** (расчетная формула при наличии эквивалента – $C_i = N_i * C_{опыт}$)

Эквиваленты параметров ТЭП	Случай Нов – Существенные доработки			
	Авиация	Изделия РКТ	Вертолеты	Экранопланы и прочие ЛА
$C_{опыт}$	$<2 K_{инф} C_{опыт аналога}$	$<2 K_{инф} C_{опыт аналога}$	$<2 K_{инф} C_{опыт аналога}$	$<2 K_{инф} C_{опыт аналога}$
C_1	$(0,85-0,9) C_{опыт}$	$(0,85-0,9) C_{опыт}$	$(0,85-0,9) C_{опыт}$	$(0,85-0,9) C_{опыт}$
$C_{гр}$	0,1 $C_{ГСЗ}$	0,1 $C_{ГСЗ}$	0,1 $C_{ГСЗ}$	0,1 $C_{ГСЗ}$
$N_{нк} *$	3 – 5	5 – 7	2 – 3	2 – 3
$N_{ГСЗ}$	8,90	13,45	12,15	12,15
в т.ч: – $N_{пп}$	2	3	3	3
– $N_{зоуа}$	0,5	0,5	0,5	0,5
– $N_{эу}$	0,3	0,5	0,2	0,2
– $N_{оп}$	1	2	2	2
– $N_{кнэо}$	3	3	3	3
– $N_{ли}$	2	4	3	3
– $N_{пол}$	0,05 * $N_{ли}$	–	0,05 * $N_{ли}$	0,05 * $N_{ли}$
– $N_{пуск}$	–	0,15 * $N_{ли}$	–	–

рат на разработку. После проведения этих вычислений руководство отрасли и её экономисты будут иметь все исходные данные для формирования финансового раздела бизнес-плана, планируемых финансовых потоков при сформированных маркетинговыми исследованиями нишах рынка. Все исходные данные для инвестора становятся прозрачными. Более подробная методология и разработанная на её базе методика изложены в [3].

Самый важный вывод из вышеприведенного анализа прозрачности затрат для инвестора состоит в том, что разработка нового члена существующего семейства может происходить только в случаях **Ан** и **Дор**. Для других случаев, даже при внешней схожести форм, появляется носитель нового семейства, имеющий резко возрастающие стоимость изготовления серийного образца и затраты на разработку.

Опыт разработки отечественных ракет различных семейств свидетельствует, что разработка этих ракет производилась в точном соответствии с ТТЗ, выдаваемым Головному конструкторскому бюро Заказчиком. В этом ТТЗ отсутствовали требования, касающиеся рыночной «ниши» оказания космических услуг, как на внутреннем, так и на международном рынках. Модификации и модернизации, например, РН семейства Р-7А проводились с целью запусков нового конкретного КА. При этом известный пакет 11С59 (блок «А» + блоки «Б-Д») подвергался несущественным доработкам, практически оставаясь неизменным. В некоторых случаях, когда требовалась его существенная доработка (случай **Нов**), проект нового КА, предполагавший такие доработки по пакету 11С59, просто откладывался.

Проекты «Союз-1» + «Союз-2-3» и «Русь-МП», как требующие существенной доработки пакета 11С59, нуждаются в тщательной разработке бизнес-плана, проведе-

нии соответствующего маркетинга, учёте рисков и прочих исследованиях, в многократных экспертизах и согласованиях, в частности, и с новой Федеральной космической программой, которая появится после 2015 года. Только в этом случае могут создаваться предпосылки для появления новых семейств отечественных ракет-носителей, например, на базе РН типа Р-8, Р-9 и т.д.

Библиографический список

1. Федеральная космическая программа России на 2006-2015 годы: утверждена постановлением Правительства РФ от 22 октября 2005 г. № 635 / Веб-сайт Роскосмоса. - М.: РКА, 2005. - 14 с.
2. Уманский, С. П. Ракеты-носители. Космодромы. - М.: Изд-во «Рестат+», 2001. - 212 с.
3. Оценка эффективности многоразовости ступеней и предложения по вариантам многоразовой ракетно-космической системы: Научно-технический отчёт по теме «Магистраль-6-3-ЦСКБ», № госрегистрации 353П-000-32223-1151. 2007 / Самарский государственный аэрокосмический университет. - Самара: СГАУ, 2007. - 168 с.

References

1. Aerospace Federal Programme of Russia for 2006-2015: approved by the Government of Russian Federation, 22.10.2005, No. 635 / RosCosmos Website. - Moscow: RCA, 2005. - 14 p.
2. Umansky, S. P. Carrier-rockets. Space launch complexes. - Moscow: "Restat +" publishing house, 2001. - 212 p.
3. Estimation of efficiency of multiple-usage stages and proposals concerning variants of a reusable space-rocket system: Report on the subject "Magistral-6-3-TsSKB", 2007 / Samara State Aerospace University. - Samara: SSAU, 2007. - 168 p. State Register No. 353P-000-32223-1151.

**ANALYSIS OF DEMANDS ON THE EVOLUTION AND DEVELOPMENT
OF NEW DOMESTIC BOOSTER POPULATION**

© 2010 Yu. A. Sovetkin, N. V. Stepanova

Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

Different options of development and production of new domestic booster samples have been studied.

Booster population, space vehicles, cost-performance characteristics, performance index.

Информация об авторах

Советкин Юрий Александрович, доктор технических наук, профессор кафедры организации производства, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: ракетостроение. E-mail: sovetkin@smrk.ru, sovetkin@bk.ru.

Степанова Наталья Владимировна, аспирант Самарского государственного аэрокосмического университета, старший преподаватель кафедры «Технология машиностроения» ГОУ ВПО филиал СамГТУ в г. Сызрани. Область научных интересов: технология машиностроения. E-mail: obvod@mail.ru.

Sovetkin Yury Alexandrovitch, doctor of technical science, professor, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), sovetkin@bk.ru. Area of research: spacecraft engineering.

Stepanova Natalia Vladimirovna, post-graduate student, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), senior lecturer of the department “Mechanical engineering technology”, Syzran branch of Samara State Technical University, obvod@mail.ru. Area of research: technology of mechanical engineering.

ОЦЕНКА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗРАБОТКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С МНОГОРАЗОВЫМИ БЛОКАМИ ПЕРВЫХ СТУПЕНЕЙ

© 2010 Ю. А. Советкин, Д. В. Щербина

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Представлена методика оценки технико-экономической эффективности создания ракет-носителей с многоразовыми блоками первых ступеней.

Ракета-носитель, первая ступень, блок, многоразовое использование, технико-экономическая эффективность, методика.

Идея повторного или многоразового использования блоков первых ступеней ракет-носителей (РН) возникла после того, как корабли флота США стали вылавливать в Атлантическом океане отработавшие блоки первых ступеней (ускорителей) различных РН (Титан-II, Атлас-Кентавр и других), а в СССР группы по утилизации упавших блоков находили в районах падения с песчаной местностью почти «целые» боковые блоки от РН семейства Р-7А [1, 2].

Исследования состояния этих блоков позволили сделать вывод о том, что если части РН могут случайно возвращаться на землю или воду не разрушаясь, без принятия каких-либо специальных мер по их защите от разрушения, то, по-видимому, небольшая модификация конструкции РН может обеспечить целостность её возвращения, в том числе и сохранность дорогостоящих двигателей.

В 1970-годы американские специалисты фирмы «Боинг» исследовали возможность спасения и многоразового использования ступеней РН «Сатурн-V»: первой ступени S-1С с парашютной системой посадки на водную поверхность; третьей ступени S-IVB в трех вариантах – посадка в океан без парашютной системы, с парашютной системой, посадка на землю с парашютной системой и комплексом посадочных устройств (тормозной двигатель, «ноги» и т.д.). Ни один из вариантов не был реализован, поскольку изменения конструкции спасаемого блока привели бы к ухудшению лётных характери-

стик РН вследствие увеличения массы и установки дополнительного оборудования [2].

В СССР в 1971-1973 гг. была проведена научно-исследовательская работа по теме «Подъём» [1]. Посадка спасаемых блоков предусматривалась только на землю в районах их падения при пусках с полигонов Байконур и Плесецк.

Самым значительным исследованием, повлиявшим на внешний облик ракетно-космического комплекса «Энергия-Буран», стала опытно-конструкторская работа по разработке многоразовости его блоков «А».

Исследования привели к таким выводам.

1. Спасение и многоразовое использование составных частей РН возможно реализовать только для блоков первых ступеней.

2. Предполагаемые к многоразовому использованию блоки первых ступеней РН могут являться либо составными частями одноразовых РН традиционных конструктивно-компоновочных схем (блоки А «Энергии», универсальный ракетный модуль «Ангары»), либо блоками, сразу проектируемыми под многоразовое использование (модули «Ангары» с парашютным подхватом, или с блоками «Байкал»; блоки «А», предполагавшиеся к разработке по теме «Подъём»).

3. Многоразовое использование блоков первых ступеней может быть реализовано только за счёт уменьшения массы полезного груза.

4. Установка спасённого блока в составе РН для повторного пуска возможна толь-

ко после подтверждения всех его технических характеристик, предусмотренных по технической документации на блок перед его первым пуском.

5. Как и любой проект, многоразовость требует проведения научно-исследовательских (НИР) и опытно-конструкторских работ (возможны и фундаментальные исследования), и, следовательно, соответствующих затрат времени и средств.

6. Реализация многоразовости целесообразна при получении какого-то эффекта: научного, производственного, экономического, социального, экологического, политического. В настоящей статье рассмотрены основные положения методики определения технико-экономического эффекта и выработанные на его основе рекомендации о целесообразности реализации многоразовости блоков первых ступеней на РН исследованных проектов.

7. Критической особенностью эффективности многоразовости является то, что затраты на её разработку проводятся на инвестиционной фазе проекта, а выгоды от реализации предполагается получать на эксплуатационной фазе, длящейся не менее 10-15 лет. Поэтому если Головное конструкторское бюро и Головной сборочный завод не входят в организацию типа холдинга, то экономическая эффективность реализации многоразовости может быть и нулевой.

8. Реализация многоразовости на боковых ускорителях проведена на американской ракетно-космической системе (РКС) «Space Shuttle» и французской РН «Arian-5». Обстоятельствами, обусловившими реализацию многоразовости, явились: посадка блоков на воду, твёрдотопливная двигательная установка на ускорителях, элементарная парашютная система спасения, проведение ремонтно-восстановительных работ на предприятиях-изготовителях.

9. В силу географического расположения стартов российских РН, районов падения отработавших блоков первых ступеней, приходящихся только на земную поверхность, и подавляющего числа РКС, используемых в качестве блоков первых ступеней блоки с жидкостными ракетными двигателя-

ми, реализация многоразовости в России находится пока на уровне НИР, в лучшем случае – на уровне разработок эскизных проектов.

Формирование методики расчета технико-экономической эффективности основано на традиционной схеме сравнения одно-разовых и многоразовых блоков по всем сходствам и различиям.

Технические отличия многоразового блока от одноразового

Конструктивные:

– если под многоразовость дорабатывается блок реально функционирующей РН, то доработка состоит в установке на этот блок элементов системы спасения (СС) и доработке самого блока в местах установки элементов СС. Блок совместно с СС должен пройти экспериментальную и комплексную наземную экспериментальную отработку и летные испытания;

– если блок сразу проектируется под многоразовость, то расчётной альтернативой ему становится одноразовый блок, который выполняет свои функции только на активном участке полёта первой ступени РН.

Функциональные:

– одноразовый блок после окончания функционирования в составе первой ступени РН отделяется от верхних блоков и в неуправляемом баллистическом полёте падает в расчётный район приземления;

– многоразовый блок первой ступени после отделения от верхних блоков ракеты носителя должен совершать примерно такие эволюции:

- быть застabilизирован в движении по баллистической траектории падения, что способствует сокращению площади района приземления;

- застabilизированное движение должно предусматривать характер движения, чтобы обеспечивать преодоление нагрева конструкции блока;

- для блоков, предусматривающих подхват вертолётном в воздухе, или посадку в районе падения, при достижении определённой скорости вводят в действие сверхзвуковой тормозной парашют, а при достижении дозвуковой скорости – основной каскад па-

рашютной системы. На расчётной высоте блок подхватывается вертолётом и транспортируется к месту старта. Блок, предусматривающий посадку на землю, продолжает управляемый спуск;

• блоки самолётного типа («Байкал») в расчётной точке включают авиационный двигатель и возвращаются к месту старта с посадкой на взлётно-посадочную полосу.

Эксплуатационные отличия:

– одноразовый блок после штатного использования и приземления утилизируется;

– многоразовый блок после штатного использования возвращается к месту старта или после приземления в районе посадки доставляется на техническую позицию стартового комплекса.

Все показатели, используемые при разработке методики, и рекомендуемые их значения взяты из используемых источников или из открытых данных отдельных отечественных проектов и сведены в табл. 1.

Проведём анализ формулы полной эффективности от многоразового использования блоков первых ступеней [1]:

$$Э \text{ полная} = M (N_I - DN_{\text{МН}} + Q - R) \quad (1)$$

Рассмотрим отдельные составляющие (1):

$$M = \gamma \lambda \text{ Ц},$$

где γ – доля стоимости блока первой ступени от стоимости РН, λ – коэффициент уменьшения стоимости изготовления первого серийного образца относительно стоимости опытного, Ц – стоимость опытного образца всей РН.

Эти параметры являются факторами масштабности абсолютной величины экономии на штатной программе изготовления и пусков за счёт многоразовости блоков первых ступеней.

Величина $N_I = (X_I t)^\beta / \beta$ зависит от годовой программы X_I изготовления одноразовых блоков; времени t , в течение которого они будут изготавливаться, и коэффициента динамики стоимости β . Значения этих величин устанавливаются по ТТЗ и «нише» пусков и определяются техническими специалистами с учётом динамики стоимости.

Величина $D = (1 + \delta)(1 + \varepsilon)$ зависит от относительного увеличения стоимости δ одноразового блока при его доработке под многоразовость и от относительного увеличения стоимости ε многоразового блока за счёт проведения ремонтно-восстановительных работ. Значения этих величин определяются экспертами.

Величина $N_{\text{МН}} = [(X_I / n_{\text{ср}} + \eta + \theta) t]^\beta / \beta$ определяет требуемое количество многоразовых блоков. Все параметры устанавливаются проектантами, конструкторами и экспертами. Значение $n_{\text{ср}}$ рассчитывается. Значения η и θ имеют долю произвола.

Величина $Q = (1 + \delta/2) (q_1 + q_2) t$ назначается только проектантами или экспертами Главных институтов из-за отсутствия статистических данных.

Все составляющие $R = \delta N_\Sigma / \lambda$ не затрагивают «чисто» экономических величин.

Значение N_Σ (по таблице $N_{\text{сумм}}$) при согласовании вызывает существенные разногласия.

Анализ приводит к «парадоксальным» выводам.

1. Эффективность многоразового использования блоков первых ступеней РН в первую очередь зависит от корректного назначения техническими специалистами подавляющего большинства всех относительных коэффициентов, не имеющих подтверждения практической реализацией многоразового использования этих блоков.

2. Абсолютные значения стоимостей изготовления РН и блоков первых ступеней играют только масштабирующую роль, их влияние учтено в относительных коэффициентах изменения стоимости, назначенных экспертами.

Это объясняется тем, что в России ни один из проектов, предполагавших многоразовое использование блоков первых ступеней, так и не дошёл до лётных испытаний. Поэтому отсутствует статистика по технике и экономике, а все методики имеют только проектный характер.

Приведенные в [1] расчёты с установленными экспертирующими организациями относительными коэффициентами привели к таким результатам:

Таблица 1

Учитываемый фактор традиционных параметров одноразового блока или появления новых обстоятельств, вызванных многоразовостью блоков первых ступеней ракет-носителей	Параметр		Чем установлено или кем рекомендовано
	Обозначение	Рекомендуемое значение	
Надёжность запуска РН в целом	$P_{РН}$	По ТТЗ	ТТЗ, КД
Надёжность работы системы спасения до момента подхвата, посадки или включения двигателя возвращения	$P_{СС}$	По ТТЗ	ТТЗ, КД
Надёжность подхвата, посадки или возвращения	$P_{посадки}$	По ТТЗ	ТТЗ, КД
Вероятность благоприятной погоды	$P_{погоды}$	0.95	ЦПИ-20
Ресурс многоразового блока	Res	10-15	По нормам проектирования
Средняя кратность использования многоразового блока в составе своего носителя с учётом возможности установки блока и на вторую ступень	n_{cp}	Рассчитывается по специально разработанной программе Prog 2A, приведенной в [1]	
Стоимость изготовления ракеты-носителя в целом	Ц	Факт	КД + «Агат»
Годовая программа пусков РН	X	Рыночная ниша по маркетинговым исследованиям	
Доля стоимости блоков первой ступени в стоимости всей РН	γ	Факт	КД + «Агат»
Коэффициент перехода от стоимости опытного образца к стоимости первого серийного	λ	Факт	КД + «Агат»
Относительное увеличение стоимости изготовления одноразового блока при «превращении» его в многоразовый	δ	0.25-0.3	ЦНИИМАШ + Агат
Доля конструктивной доработки блока под многоразовость	$\delta/2$	0.125-0.15	ЦНИИМАШ + Агат
Доля систем спасения в многоразовом блоке	$\delta/2$	0.125-0.15	ЦНИИМАШ + Агат
Увеличение стоимости многоразового блока за счет ремонтно-восстановительных и профилактических работ и проведения огневых технологических испытаний	ε	0.25	РКК «Энергия», ЦНИИМАШ, Агат, «Моторостроитель»
Годовое количество многоразовых блоков, устанавливаемых на вторые ступени для одноразового использования	q	Устанавливается по нише пусков всех входящих в семейство РН	
Годовая программа изготовления одноразовых блоков с учётом возможности их установки на вторую ступень	X_1	Вычисляется по нише пусков всех входящих в семейство РН	
Годовая программа изготовления многоразовых блоков	$\sum X_{i1} / n_{срi}$	Вычисляется	
Число блоков, стоимость изготовления которых компенсирует затраты на аренду земли под посадку блоков	η	1	ЦНИИМАШ + Агат
Число блоков, стоимость изготовления которых компенсирует затраты на потерю массы полезного груза	θ	1-3	Принимается по конкретным проектам
Расчётное число годовой программы изготовления многоразовых блоков	$\sum X_{i1} / n_{срi} + \eta + \theta$	Вычисляется	
Коэффициент освоения производства в процессе серийного изготовления на основе обработки статистики завода «Прогресс»	p	Вычисляется по аналитической формуле $P = 1 - 4 \cdot 10^{-5} X(120 - X)$	
Показатель динамики стоимости	α	Вычисляется: $\alpha = -\ln p / \ln 2$	
Коэффициент динамики стоимости	β	Вычисляется: $\beta = 1 - \alpha$	
Эквивалент разработки	$N_{сумм}$	Принимается по таблицам из [1]	
Время, после которого эффективность неотрицательна	t	Искомый параметр	

Аббревиатуры, применённые в таблице, имеют такие расшифровки:
ТТЗ – тактико-техническое задание; КД – конструкторская документация;
ЦПИ-20 – Центральный проектный институт Министерства обороны;
Агат – ФГУП «Организация Агат»;
ЦНИИМАШ – ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»;
РКК «Энергия» – ОАО Ракетно-космическая корпорация «Энергия»;
Моторостроитель – ОАО «Моторостроитель»;
Прогресс – завод, входящий в ФГУП ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

В варианте «Ангары» с парашютным подхватом условие полной эффективности (Δ полная > 0) достигается через 4 месяца после начала штатной программы.

В варианте темы «Подъём» условие эффективности многократности достигается через год после начала штатной программы.

В варианте семейства «Ангары» с многократным ракетным ускорителем «Байкал» условие эффективности не достигается для любого времени.

Установление новой рыночной ниши пусков может изменить время t , после которого наступает эффективность.

Таким образом, проведённый анализ показывает, что теоретически многократное применение блоков первых ступеней ракет-носителей, не использующих самолётные принципы посадки, может дать определённые экономические выгоды.

Библиографический список

1. Оценка эффективности многократности ступеней и предложения по вариантам

многократной ракетно-космической системы: Научно-технический отчёт по теме «Магистраль-6-3-ЦСКБ», 2007 / Самарский государственный аэрокосмический университет. - Самара: СГАУ, 2007. - 168 с. № государственной регистрации 353П-000-32223-1151.

2. Боно Ф., Готланд К. Перспективы освоения космоса. - Лондон, 1969 / Сокр. пер. с англ. - М.: Машиностроение, 1975. - 216 с.

References

1. Estimation of efficiency of multiple-usage stages and proposals concerning variants of a reusable space-rocket system: Report on the subject "Magistral-6-3-TsSKB", 2007 / Samara State Aerospace University. - Samara: SSAU, 2007. - 168 p. State Register No. 353P-000-32223-1151.

2. Bono, F., Gotland K. Frontiers of space (Prospects of space exploration). - London/ Abridged translation from English. - Moscow: "Machinostroyeniye", 1975. - 216 p.

ASSESSMENT OF TECHNICAL AND ECONOMICAL EFFICIENCY OF DEVELOPING CARRIER ROCKETS WITH FIRST-STAGE REUSABLE UNITS

© 2010 Yu. A. Sovetkin, D. V. Shcherbina

Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

The paper presents a method of assessing technical and economical efficiency of developing carrier rockets with first-stage reusable units.

Carrier rocket, first stage, unit, multiple use, technical and economical efficiency, method.

Информация об авторах

Советкин Юрий Александрович, доктор технических наук, профессор кафедры организации производства, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: ракетостроение. E-mail: sovetkin@smrk.ru, sovetkin@bk.ru.

Щербина Дарья Владимировна, аспирант Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), ассистент кафедры «Технология машиностроения» филиала Самарского го-

сударственного технического университета в г. Сызрани. Область научных интересов: технология машиностроения.

Sovetkin Yuri Alexandrovitch, doctor of technical science, professor, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), sovetkin@bk.ru. Area of research: spacecraft engineering.

Shcherbina Darya Vladimirovna, post-graduate student, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), assistant of the department “Mechanical engineering technology”, Syzran branch of Samara State Technical University, sovetkin@smrk.ru. Area of research: technology of mechanical engineering.

КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К МЕХАНИЧЕСКИМ ИСПЫТАНИЯМ АГРЕГАТОВ ИСПОЛНИТЕЛЬНОЙ АВТОМАТИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2010 Н. А. Тестоедов, А. А. Логанов, В. В. Двирный

ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнева

Рассматривается проблема квалификации агрегатов и узлов космических аппаратов на стойкость к механическим воздействиям. Для агрегатов, имеющих элементы с низкой собственной частотой, предлагается подход, дополняющий автономные испытания динамическим анализом с учётом способа их интеграции в конструкцию космического аппарата. Результат динамического анализа подтверждается испытанием агрегатов, в рассмотренном случае – компенсатора объема в активной системе терморегулирования, в составе макета космического аппарата для динамических испытаний, и содержание программы автономных испытаний такого агрегата устанавливается на основании данного подхода.

Механические нагрузки, резонансные частоты, моделирование нагрузок, виброизоляция.

Агрегаты исполнительной автоматики системы терморегулирования (СТР) космических аппаратов (КА) различаются по назначению, принципу действия и конструкции. Основное требование к ним – обеспечение бесперебойного функционирования в условиях штатной эксплуатации в течение всего срока активного существования (САС) КА на орбите. Различие в принципе действия агрегатов и в способе его конструктивной реализации определяет выбор методики подтверждения соответствия требованиям по механическим воздействиям для каждого конкретного агрегата. В программу механических испытаний включаются нагрузки, имитирующие этап выведения КА, а именно удары; квазистатические синусоидальные и случайные вибрации. Требования по стойкости к механическим нагрузкам определяются для КА, заносятся в Нормы прочности и ложатся в основу программы экспериментальной отработки, приёмки узлов и агрегатов в технологическом процессе изготовления.

Такие агрегаты исполнительной автоматики, как электронасосный агрегат (ЭНА), вентилятор, терморегулятор, конструктивно построены из элементов, обладающих высокой жёсткостью, и поэтому процедура проверок в процессе механических испытаний используется стандартная. Кроме них, в со-

ставе активной СТР имеется компенсатор объема (КО), предназначенный для поддержания в заданном диапазоне давления рабочей жидкости (РЖ) в магистрали СТР при изменениях объема РЖ вследствие колебаний температуры. Для обеспечения изменения объема содержащейся в КО жидкости в его конструкции имеется тонкостенный сварной сильфон большого диаметра. В силу этой особенности конструкция КО имеет резонансы на низких частотах – до 150 Гц, что приводит к высоким уровням механических воздействий и, как следствие, к потере герметичности при механических испытаниях. Ставится задача определения стойкости конструкции КО к механическим нагрузкам в натуральных условиях. Аппаратура должна сохранять работоспособность во время (если при воздействии механических нагрузок аппаратура включена) и после воздействия механических нагрузок, приведённых в таблицах 1, 2.

В условиях приведённых выше нагрузок критичным элементом КО является сильфон, так как требования по назначению предполагают низкую жёсткость его конструкции. При возникновении резонанса в элементах конструкции с низкой жёсткостью возможно разрушение этого элемента.

При автономных испытаниях КО в соответствии с требованиями таблиц 1, 2 был

Таблица 1

	Перпендикулярно плоскости		Параллельно плоскости	
	Частота, Гц	Уровень	Частота, Гц	Уровень
Синусоидальные воздействия	5-10 10-20 20-100	± 10 мм от ± 4 g до ± 20 g ± 20 g	5-10 10-20 20-100	± 10 мм от ± 4 g до ± 15 g ± 15 g
Случайная вибрация	20-50 50-1000 1000-2000	+6 дБ/октаву $0,4$ g ² /Гц -6 дБ/октаву	20-50 50-1000 1000-2000	+6 дБ/октаву $0,1$ g ² /Гц -6 дБ/октаву
Среднеквадратичное значение, g	25,5		13	

Таблица 2. Квасистатические нагрузки

Направление действия	Ускорение, м/с (g)
Продольное (по оси ОХ КА)	$\pm 147,2$ (± 15)
Боковое (любое в плоскости YOZ КА)	$\pm 196,2$ (± 20)

выявлен отказ (разгерметизация). Результаты измерений собственных частот КО показали наличие широкого спектра собственных частот в диапазоне до 150 Гц (рис. 1). На рисунке приведены зависимости виброускорения в направлении осей X, Y и Z КО (соответственно сверху вниз) от частоты. На графиках как A_g обозначены значения основной гармоники сигнала виброускорения, как S_q обозначены среднеквадратические значения суммарного сигнала виброускорения. Несовпадение кривых 1 и 2 на рис. 1 (соответственно до и после испытаний) свидетельствует о разрушении конструкции.

По условиям автономной отработки источник механического воздействия находится максимально близко от испытываемого узла, но при этом отделён от него несколькими элементами конструкции – силовым каркасом, трубопроводами, узлами крепления, которые могут выполнять функцию гашения колебаний [1].

Динамический анализ сильфона в составе КО и с учётом его подключения к гидросистеме КА, выполненный с применением программной среды CATIA и приложения Sim Designer, а также с учётом [2], показал снижение значения виброускорения по сравнению с заданными для автономных испытаний в 4 раза. Значения напряжений в материале сильфона получены ниже допустимых (рис. 2). Результаты динамического анализа КО дали основание считать, что он способен выдержать нагрузки в составе КА (рис. 3).

Завершающей фазой комплекса работ по оценке работоспособности конструкции КО в условиях штатной эксплуатации стали частотные испытания на макете в условиях, близких к натурным. Результаты частотных испытаний КО в составе макета для динамических испытаний подтвердили, что требование по отсутствию резонансов в диапазоне частот до 150 Гц выполняется. В ходе ис-

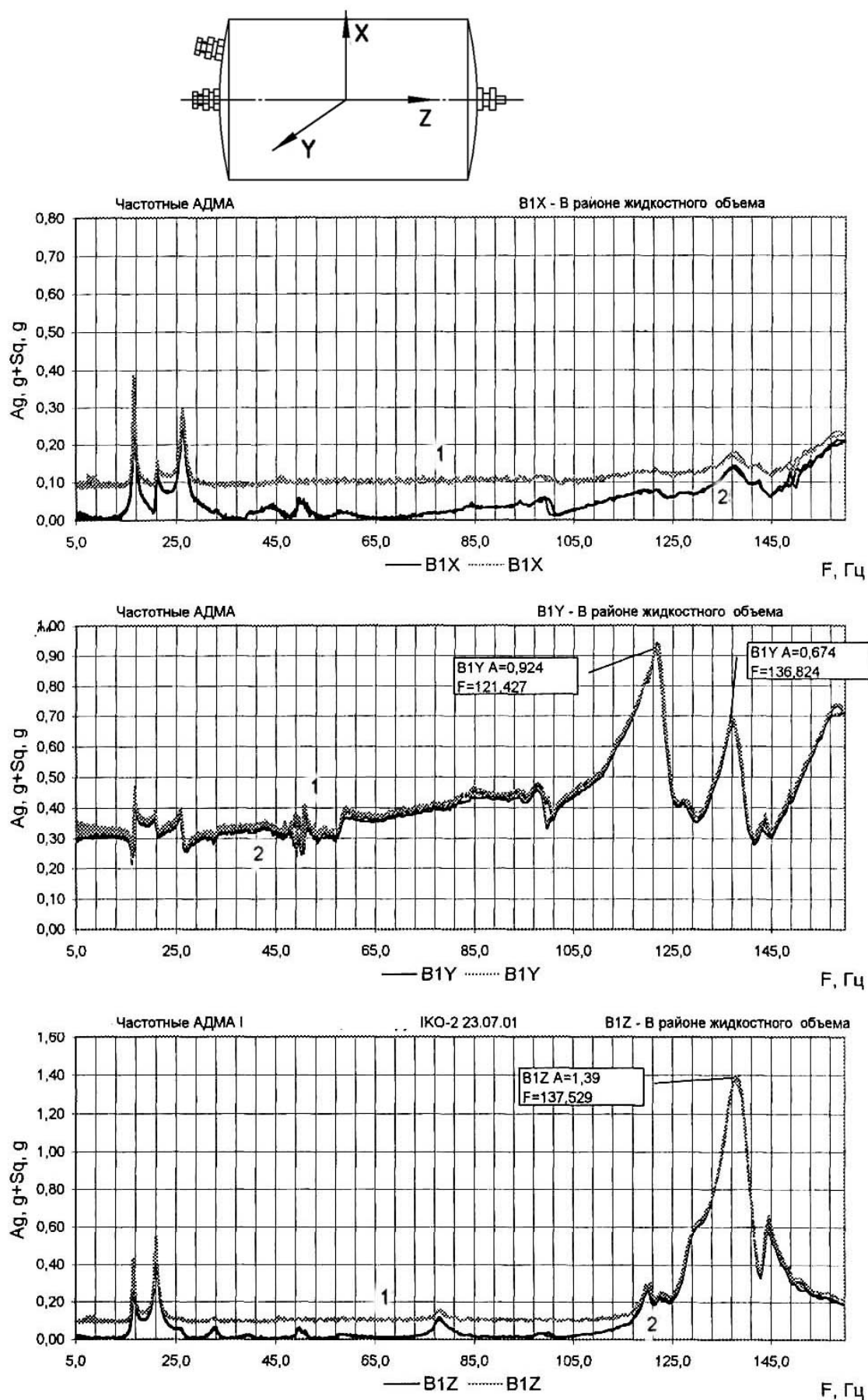


Рис. 1. Профили собственных частот колебаний компенсатора объёма

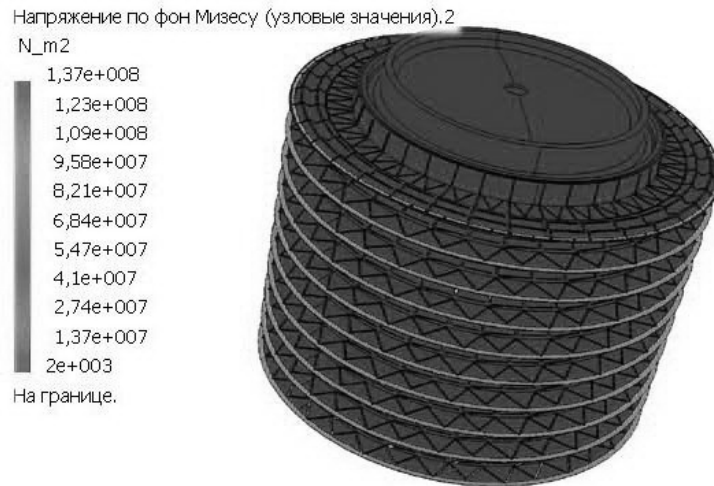


Рис. 2. Результаты динамического анализа сальфона в Sim Designer

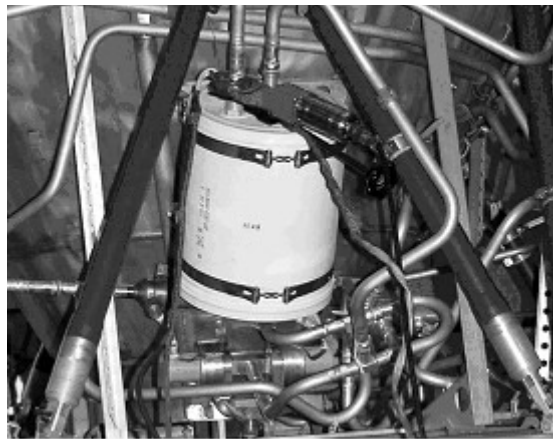


Рис. 3. Компенсатор объема в составе макета для динамических испытаний

пытаний (в рамках программы SESAT) были в целом подтверждены результаты динамического анализа и выработаны требования к механическим нагрузкам для автономных испытаний КО.

В программу проверки КО на механические воздействия включены испытания лишь на вибрацию с уровнями, приведёнными в табл. 3.

Таким образом, квалификация узлов с элементами конструкции, имеющими низкую

собственную частоту колебаний, для применения в составе КА требует учёта условий интеграции этих узлов в силовую схему КА. Дополнение автономных испытаний узлов и агрегатов их динамическим анализом с учётом способа включения в конструкцию КА и подтверждение результатов анализа испытанием в составе динамического макета позволяет исключить отбраковку работоспособных узлов и агрегатов, тем самым снижая себестоимости создания и отработки КА.

Таблица 3

Частота, Гц	5-10	10-20	20-40	40-80	80-160	160-320	320-640	640-1280	1280-2000
Ускорение, g	1	2	3	4,8	6,5	7,5	9	10,5	11,5

Библиографический список

1. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т./ Ред. совет: В. Н. Челомей и др. - М.: Машиностроение, 1981. - Т.6, Защита от вибрации и ударов/ Под ред. К. В. Фролова, 1981. – 456 с.
2. Силовой расчет, уравнивание, проектирование механизмов и механика манипуляторов: Учебное пособие/ Под ред. А. К. Мусатова. - М.: Изд. МГТУ, 1990.

References

1. Vibrations in technical equipment: Reference book. In 6 vol./: V. N. Chelomej, et al., – Moscow: Mechanical engineering, 1981. – Vol.6, Protection against vibration and impacts / Edited by K. V. Frolov, 1981. – 456 p.
2. Force calculation, equilibration, designing of mechanisms and mechanics of manipulators: Manual. Edited by A. K. Musatov. Moscow: Moscow State Technical University, 1990.

**COMPLEX APPROACH TO MECHANICAL TESTS OF EXECUTIVE
AUTOMATIC UNITS OF SPACE VEHICLES**

© 2010 N. A. Testoyedov, A. A. Loganov, V. V. Dvirny

Academician M. F. Reshetnev Joint-stock Company «Information satellite systems»

The problem of qualification of space vehicle units according to their resistance to mechanical influences is examined. For units having elements with a low natural frequency, an approach supplementing independent tests by the dynamic analysis in view of the way of their integration into a design of a space vehicle is proposed. The result of the dynamic analysis is confirmed by testing the units in the case under consideration the equaliser of volume in an active thermal control system, in the structure of a space vehicle model for dynamic tests, and the content of the program of independent tests of such a unit is established on the basis of the given approach.

Mechanical loadings, resonant frequencies, modelling of loadings, vibration isolation.

Информация об авторах

Тестоедов Николай Алексеевич, кандидат технических наук, генеральный конструктор и генеральный директор ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева. Область научных интересов: математическое моделирование внешних воздействий и их имитация в лабораторных условиях. E-mail: nropm@nropm.ru.

Логанов Александр Анатольевич, начальник группы отдела разработки устройств исполнительной автоматики, ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева. Область научных интересов: разработка и испытания устройств систем терморегулирования космических аппаратов. E-mail: loganov@iss-reshetnev.ru.

Двирный Валерий Васильевич, доктор технических наук, профессор, заместитель начальника отдела, ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева. Область научных интересов: разработка и испытания устройств систем терморегулирования космических аппаратов. E-mail: dvirnyi@iss-reshetnev.ru.

Testoyedov Nikolay Alekseevich, general designer and general director of the joint-stock company «Information satellite systems» named after acad. M. F. Reshetnev, PhD in mechanical engineering, office@iss-reshetnev.ru. Area of research: mathematical modelling of external influences and their simulation in laboratory conditions.

Loganov Alexander Anatolyevich, chief of a group of the department of executive automatics device development, Academician M. F. Reshetnev Joint-stock Company «Information satellite systems», loganov@iss-reshetnev.ru. Area of research: development and testing of devices of space vehicle thermal control systems.

Dvirny Valery Vasilyevich, deputy chief of a department, professor, Academician M. F. Reshetnev Joint-stock Company «Information satellite systems», dvirnyi@iss-reshetnev.ru. Area of research: development and testing of devices of space vehicle thermal control systems.

ВЫБОР СТРУКТУРЫ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2010 Ю. А. Шиняков¹, А. С. Гуртов², К. Г. Гордеев³, С. В. Ивков²

¹Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники

²ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

³Научно-производственный центр «Полус»

Рассмотрена методология анализа и выбора оптимальной структуры системы электроснабжения низкоорбитальных автоматических космических аппаратов. Обоснована целесообразность использования на объектах с изменяющимися условиями эксплуатации и резко-переменными графиками нагрузки универсальной параллельно-последовательной структуры системы, обеспечивающей возможность экстремального регулирования мощности солнечных батарей и лучшие энергетические показатели. Предложены проектные рекомендации по структурно-функциональному блочно-модульному построению системы повышенной мощности на основе параллельного соединения энергетических подсистем.

Космический аппарат, система электроснабжения, солнечные батареи, аккумуляторные батареи, аппаратура регулирования и контроля.

Одной из важнейших бортовых систем автоматических космических аппаратов (КА) является система электроснабжения (СЭС), которая представляет собой совокупность первичных и вторичных источников тока, аппаратуры преобразования энергии и стабилизации выходного напряжения с необходимой автоматикой контроля и управления. В качестве первичных источников энергии наибольшее применение находят солнечные батареи (СБ), а в качестве накопителей энергии для питания бортовых потребителей энергии на теневых участках орбиты и при пиковых нагрузках обычно используются аккумуляторные батареи (АБ).

Аппаратура регулирования и контроля (АРК), включающая в свой состав как требуемый набор энергопреобразующих устройств, так и необходимые устройства контроля параметров СЭС, согласовывает работу СБ, АБ и нагрузки. При изменении освещённости СБ и деградации характеристик СБ и АБ она обеспечивает заданное качество выходного напряжения в установившихся и переходных режимах, реализацию оптимальных алгоритмов управления режимами заряда-разряда АБ и оптимальное использование СБ.

В качестве первичного источника при проектировании долгоресурсных КА, как правило, выбираются СБ на основе кремниевых или арсенид-галлиевых фотоэлементов, а в качестве накопителей энергии – аккумуляторные батареи (никель-водородные, никель-кадмиевые, никель-металлогидридные, литий-ионные).

Несомненно, что совершенствование СЭС прежде всего зависит от улучшения характеристик непосредственно бортовых источников энергии (СБ, АБ), составляющих 70-80 % её массы. Однако даже при самых совершенных источниках СЭС в целом может обладать неудовлетворительными характеристиками из-за нерационального использования их возможностей. Для низкоорбитальных автоматических КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) из-за специфики выполняемых ими задач накладываются дополнительные требования к СЭС: резко-переменная циклограмма нагрузки, большое количество циклов заряда и разряда АБ, длительная работа при отсутствии освещённости панелей СБ в тени Земли и при работе аппаратуры наблюдения, обеспечение автономного полета КА. Это обуславливает необходимость определения оптимального ва-

рианта построения СЭС и заставляет разработчиков искать оригинальные технические решения, позволяющие повышать эффективность генерирования и преобразования энергии, надёжность и ресурс СЭС, а также уменьшать её массу.

Все возможные варианты построения СЭС автоматических КА длительного функционирования основываются на трёх базовых структурах: параллельной, параллельно-последовательной и последовательной [1]. Увеличение количества альтернативных анализируемых вариантов СЭС вызвано необходимостью учитывать реализацию режима экстремального регулирования мощности (ЭРМ) СБ, тип и количество АБ, изменение каких-либо функциональных связей; соотношение принятых значений напряжений СБ, нагрузки и диапазона изменения рабочего напряжения на АБ. Все эти изменения ведут к изменению коэффициентов полезного действия силовых преобразующих устройств, энергетической эффективности использования первичного источника и накопителя энергии, и следовательно, к изменению их массы и массы СЭС [2].

Аналитические выражения энергобаланса [1] не позволяют учесть все особенности работы СЭС по реальной циклограмме: гистерезис управления включением и отключением ЗУ, условия токоограничения силовых преобразующих устройств и т.д. Кроме того, циклограмма энергопотребления и график освещённости панелей СБ может корректироваться в процессе проектирования КА, что требует оперативного анализа необходимости коррекции установленных мощностей всех составных частей СЭС.

Процесс проектирования СЭС автоматических КА начинается с детального анализа требований, заложенных в технических заданиях, и заключается в поэтапном решении следующих задач:

- формирование циклограммы энергопотребления;
- выбор типа первичного источника (СБ) и накопителя энергии (АБ);
- определение альтернативных вариантов структур СЭС;

- расчёт энергобаланса альтернативных вариантов СЭС по графикам изменения мощностей СБ и нагрузки;

- определение энергетических и массовых характеристик составных частей СЭС на основе полученных потоков энергии;

- сопоставительный анализ и выбор наиболее предпочтительного варианта;

- параметрическая оптимизация и проектирование составных частей СЭС.

Представленная этапность работ определена и сформирована ходом развития и совершенствования энергосистем автоматических КА и согласуется с концепцией многоуровневого подхода к процессу проектирования автономных систем.

Циклограмма энергопотребления составляется на основе анализа возможных функциональных состояний бортовых потребителей энергии суммированием мощности одновременно работающих на данном этапе потребителей и представляет собой зависимость мощности суммарной нагрузки КА от времени. Циклограмма освещённости панелей СБ определяется из длительности теневых участков орбиты КА и изменения пространственного положения КА относительно Солнца на освещённых участках орбиты при работе аппаратуры наблюдения и программных поворотах КА, относительного положения панелей СБ.

Наиболее достоверные результаты расчёта энергобаланса, энергетических и массогабаритных характеристик альтернативных вариантов СЭС достигаются при оперировании с текущими значениями мощностей СБ и нагрузки с использованием математических программных моделей, которые позволяют точно определить потоки энергии через преобразующие устройства системы.

На рис. 1 приведена разработанная общая структурная схема программы автоматизированного расчёта возможных вариантов построения СЭС, в том числе с реализацией режима экстремального регулятора мощности (ЭРМ) СБ [3].

При детерминированном графике нагрузки наиболее сложный в энергетическом отношении период функционирования СЭС

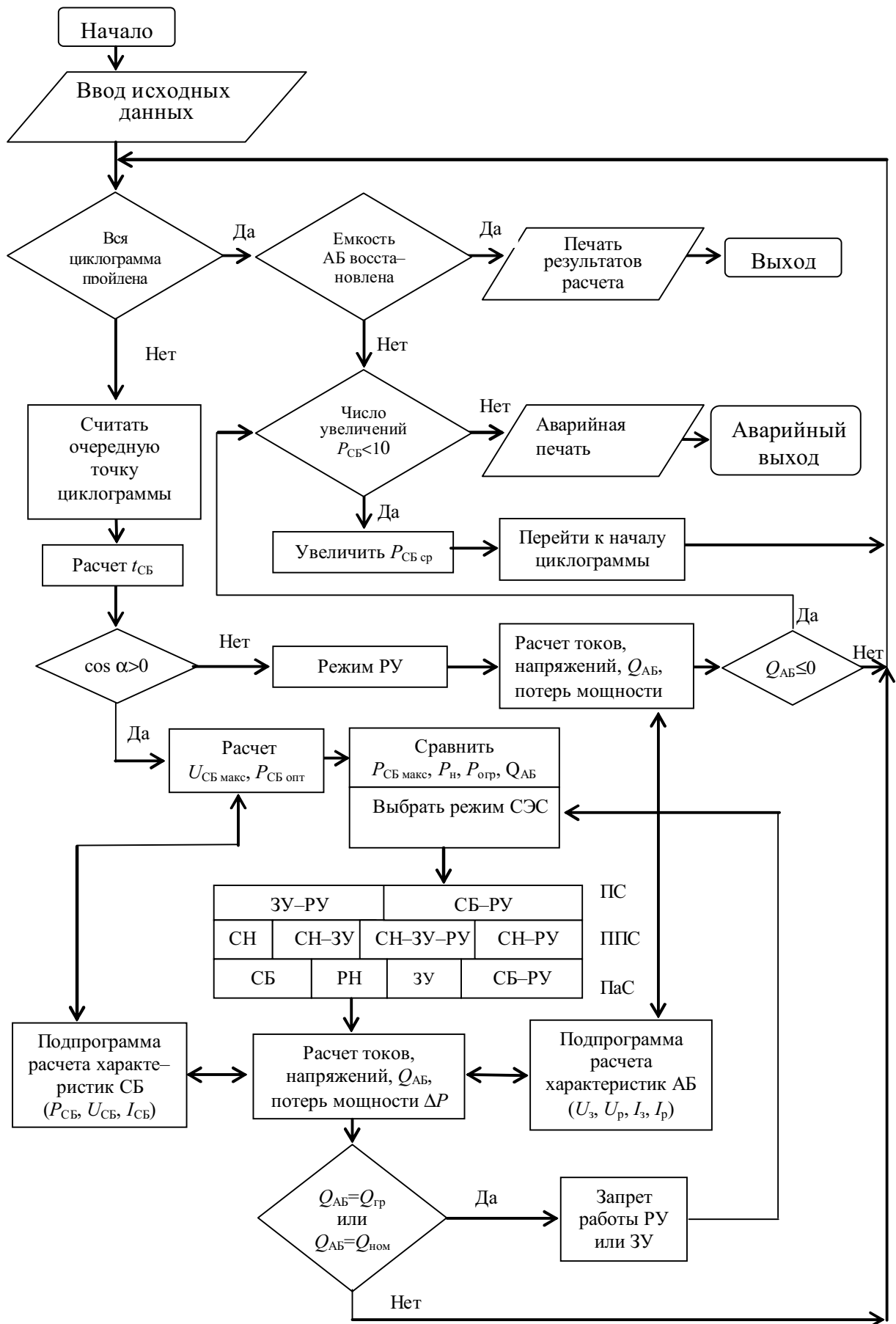


Рис. 1. Общая структурная схема расчёта энергетических и массогабаритных характеристик СЭС

наступает в конце срока существования объекта при деградации СБ до определённого допустимого уровня. Для этого периода, как правило, и проводится расчёт СЭС.

Основная задача расчёта сравниваемых вариантов построения СЭС состоит в определении установленных мощностей СБ и энергопреобразующих устройств, установленной энергии или ёмкости АБ ($W_{уст\ АБ}$ или $Q_{АБ}$), а следовательно, и массы всех составных частей при условии обеспечения энергетического баланса на расчётном периоде функционирования СЭС. Условием энергобаланса является равенство нулю разрядной ёмкости АБ в конце расчётного периода. Энергия АБ, расходуемая при превышении мощности нагрузки над мощностью СБ, в конце расчётного периода должна быть полностью восстановлена.

На каждом участке рассчитывается температура и мощность СБ, определяется режим работы СЭС в зависимости от соотношения мощности, отбираемой от СБ, и мощности потребления нагрузки. Для каждого режима рассчитываются соответствующие напряжения и токи источников энергии и силовых преобразующих устройств, степень заряженности АБ, потери мощности во всех устройствах СЭС.

Расчёт ведётся с использованием математической модели АБ, представленной в виде зависимостей: $U_{АБз} = f(Q, I_з, T)$, $U_{АБр} = f(Q, I_p, T)$, где $U_{АБз(р)}$ – напряжение АБ при заряде (разряде); Q – степень заряженности АБ; $I_{з(р)}$ – ток заряда (разряда); T – температура АБ.

По рассмотренной методике осуществляется расчет энергобаланса всех альтернативных вариантов построения СЭС. Найденное значение $P_{СБ}$ используется при расчёте массы и площади СБ:

$$M_{СБ} = P_{СБ} M_{СБ\ уд} / K_{дег\ СБ} P_{СБ\ уд},$$

где $K_{дег\ СБ}$ – коэффициент деградации СБ, показывающий снижение мощности за время эксплуатации КА; $P_{СБ\ уд}$ – удельное значение мощности СБ при стандартных условиях, Вт/м²; $M_{СБ\ уд}$ – удельная масса СБ, кг/м². Площадь СБ находится из выражения

$$S_{СБ} = P_{СБ} / P_{СБ\ уд} K_{дег\ СБ}.$$

Определяются расчётная энергия АБ, установленные мощности регулятора (РН), зарядного устройства (ЗУ), разрядного устройства (РУ) и их массы. Расчётное (необходимое) значение энергии, которое должно быть запасено в АБ определяется выражением

$$W_{АБ\ р} = Q_{р\ макс} U_{АБ\ р} = \\ = \max \sum_{i=1}^n \left[\eta_{АБ} \eta_{ЗУ} \int_0^{\Delta t_{ЗУ}} (P_n / \eta_{РН} - P_{СБ}) dt + 1 / \eta_{РУ} \int_0^{\Delta t_{РУ}} (P_n - P_{СБ} \eta_{РН}) dt \right],$$

где $Q_{р\ макс}$ – максимальная разрядная ёмкость АБ; $U_{АБ\ р}$ – среднее разрядное напряжение АБ; $\eta_{РН}, \eta_{ЗУ}, \eta_{РУ}, \eta_{АБ}$ – КПД силовых устройств АРК и коэффициент отдачи АБ.

Масса АБ определяется из выражения $M_{АБ} = W_{АБ\ р} K_{дег\ АБ} M_{уд\ э\ АБ}$, где $K_{дег\ АБ}$ – коэффициент деградации АБ, показывающий снижение за время эксплуатации ёмкости АБ; $M_{уд\ э\ АБ}$ – удельная (по энергии) масса АБ.

Масса силовых устройств регулирующей аппаратуры (РН, ЗУ, РУ) определяется с помощью рассчитанных установленных значений мощностей через удельные показатели

$$M_{РА} = \sum_{i=1}^n (P_{уст\ i} M_{уд\ i}).$$

Суммарная масса СЭС определяется по выражению

$$M_{СЭС} = M_{СБ} + M_{АБ} + M_{РА} + M_{БА} + M_{ПК} + M_{стр},$$

где $M_{БА}$ – масса блока автоматики (дистанционные переключатели и слаботочные реле, устройства телеметрии и оперативного контроля и т.д.). $M_{БА}$ и $M_{ПК}$ принимаются, как правило, одинаковыми для всех сравниваемых вариантов. $M_{стр}$ определяется через полученные суммарные значения тепловыделений во всех устройствах СЭС:

$$M'_{стр} = \max \sum_{i=1}^k (\Delta P_i) M_{уд\ стр},$$

где ΔP_i – потери мощности в устройствах СЭС; $M_{уд\ стр}$ – удельная масса системы терморегулирования (СТР).

Рассчитанные суммарные массы всех альтернативных вариантов СЭС сравниваются, и предпочтение отдается структуре с наименьшим значением $M_{\text{СЭС}}$. В случае близких значений суммарных масс сравниваемых вариантов СЭС решающую роль в определении предпочтительности конкретного варианта могут сыграть другие критерии оптимальности, наиболее важные для выполнения целевой задачи автоматического КА (надёжность, автономность функционирования СЭС, срок разработки и изготовления лётных образцов, стоимость и т.д.) [3].

Рассмотренная методология расчета неоднократно использовалась специалистами ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» для выбора оптимальной структуры СЭС при разработке эскизных проектов на автоматические КА различного назначения [4, 5].

В таблице 1 представлены результаты расчёта пяти вариантов построения СЭС низкоорбитального автоматического КА типа ДЗЗ «Ресурс-ДК1».

Из анализа результатов следует, что наименьшую массу имеет СЭС параллельно-последовательной структуры (ППС) с ЭРМ СБ. Площадь СБ меньше площади СБ других вариантов построения СЭС на 2...5 м², что говорит о целесообразности использования на низкоорбитальных объектах струк-

туры ППС и высокой эффективности режима ЭРМ СБ. Параллельная структура (ПаС) неэффективна ввиду большой требуемой мощности РН и значительной его массы. Использование последовательной структуры (ПС) на таких объектах нерационально из-за низкого коэффициента передачи энергии от СБ в нагрузку (через два преобразующих устройства ЗУ и РУ) и значительной мощности ЗУ, рассчитанного на полную мощность СБ.

Энергетические и массовые характеристики всех составных частей, определённые в процессе расчёта энергобаланса выбранного рационального варианта СЭС, являются интегральными параметрами проектируемой системы. Следующим этапом проектирования является уточнение централизованной структуры СЭС и параметрическая оптимизация её составных частей. При этом учитывается целый ряд специфических требований, предъявляемых к конкретному КА, обусловленных его функциональным назначением, конструктивным исполнением, условиями терморегулирования и т.д. Уточняется требуемое количество АБ и секций СБ, конфигурация АРК.

Формируемые технические задания на проектирование каждой составной части СЭС взаимосвязаны, так как изменение в

Таблица 1

Параметр	Результаты расчета для различных типов структуры СЭС				
	ППС-ЭРМ	ППС	ПаС	ПС-ЭРМ	ПС
$P_{\text{СБ}}$, Вт	5670	6140	6127	5940	6300
$S_{\text{СБ}}$, м ²	42	45,5	45,4	44	46,7
$\Delta W_{\text{АБ}}$	0,67	0,67	0,67	0,73	0,76
$\Delta W_{\text{ЗРУ}}$	0,673	0,673	0,673	1,0	1,0
$I_{\text{РУ макс}}$, А	55	55	55	55	55
$I_{\text{ЗУ макс}}$, А	30	28,7	28,7	56,4	36,18
$I_{\text{СН(РН) макс}}$, А	65	65	177,06	-	-
ΔP , Вт	282,5	282,5	281	302	296
$m_{\text{СБ}}$, кг	88,2	95,5	95,3	92,4	98
$m_{\text{АБ}}$, кг	216	216	216	216	216
$m_{\text{ЗРУ}}$, кг	44,3	44,13	44,13	60,4	65,86
$m_{\text{РН}}$, кг	7,28	7,28	20,16	-	-
$m_{\text{СЭС}}$, кг	356	363,6	375,8	368,9	380

конфигурации построения каждой из них ведёт к изменению технических требований, предъявляемых к другим составным частям. Например, «разбиение» СБ на ряд секций или формирование накопителя энергии из нескольких АБ предопределяет технические требования к АРК в части регулирования потоков энергии и контроля параметров всех источников энергии. Возможны и обратные взаимные технические требования. Например, выбор параллельной структуры СЭС заставляет разработчиков «тщательно» проектировать СБ на заданный номинал напряжения в конце срока функционирования КА. При выборе параллельно-последовательной структуры этого не требуется, так как возможность реализации режима ЭРМ СБ формирует только одно требование – напряжение СБ в оптимальной рабочей точке в конце срока активного существования КА не должно быть менее некоторого заданного значения.

Таким образом, задача «детализации» выбранной базовой структуры СЭС заключается в оптимизации параметров СБ, АБ, определении рационального количества АБ и секций СБ, уточнении структурной схемы АРК.

Основополагающим принципом построения СЭС является блочно-модульный, который служит средством реализации современных тенденций развития и совершенствования бортовых систем и заключается в параллельном соединении однотипных преобразующих модулей или функциональных подсистем, содержащих аккумуляторную батарею (АБ), зарядно-разрядное устройство (ЗРУ) и устройства преобразования и контроля параметров АБ (УПП) [6].

Структурная схема СЭС с энергетическими подсистемами на основе АБ (рис. 2) широко используется в настоящее время при проектировании СЭС мощностью 1,5-5,0 кВт.

В качестве первичного источника используется солнечная батарея (СБ), обеспечивающая питание бортовых потребителей через устройство стабилизации напряжения и автоматики (СНА). Блок выходных шин (БВШ) обеспечивает распределение электроэнергии между бортовыми потребителями, контроль выходных параметров и формирование дистанционных обратных связей для силовых энергопреобразующих устройств. С помощью устройств контроля и автоматики (УКА) реализуется адаптивное управление

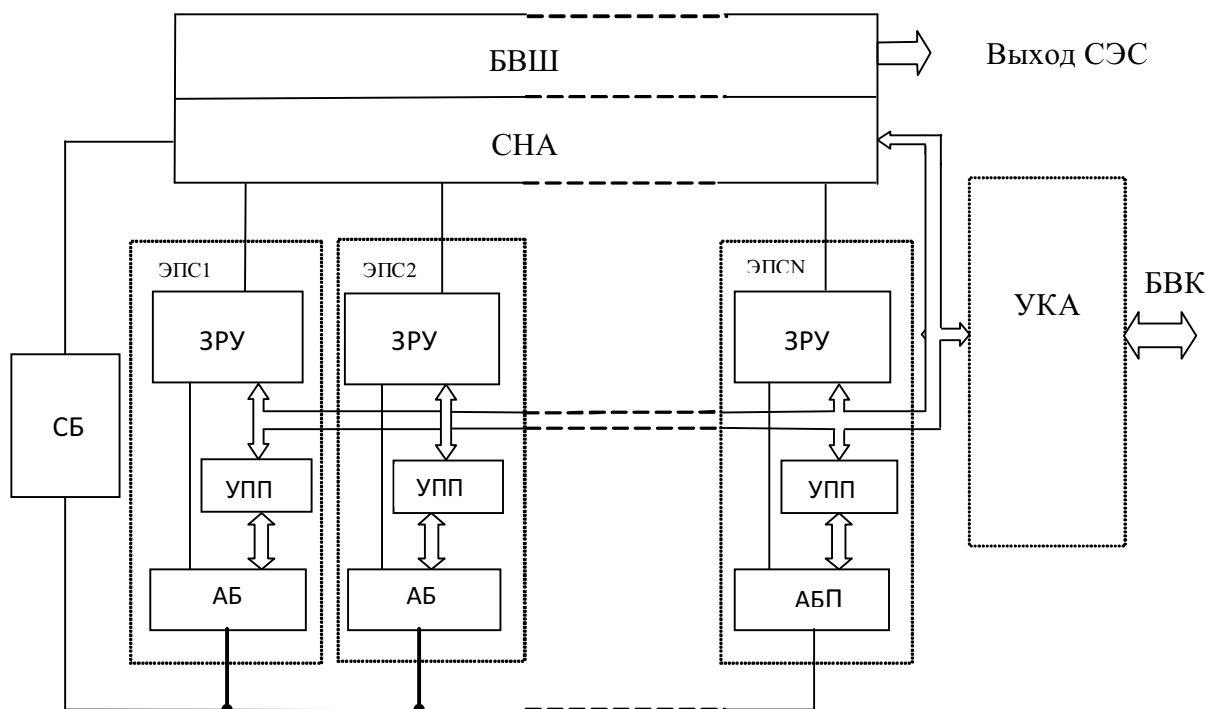


Рис. 2. Структурная схема СЭС с энергетическими подсистемами на основе АБ

СЭС, контроль всех её элементов и связь с бортовым вычислительным комплексом (БВК).

При больших мощностях СЭС трудно выполнять требования по идентичным условиям эксплуатации всех секций СБ. Это оказывает существенное влияние на ресурс СБ (из-за деградации характеристик), уровень генерирования мощности и положение оптимальной точки на вольтамперной характеристике СБ (точки, в которой СБ вырабатывает максимальную в данных условиях мощность). В этом случае целесообразно выполнять СБ в виде нескольких независимых секций и осуществлять экстремальное регулирование каждой секции, что позволяет оптимально использовать имеющуюся площадь СБ и её конструктивные запасы. В этом случае СБ разделяется на независимые секции (генераторы), которые наряду с АБ, ЗРУ, УПП и СНА включаются в состав подсистемы СЭС [6, 7].

В такой системе реализуется независимое индивидуальное регулирование напряжения секций СБ каждой ЭПС в точке экстремума мощности.

Для повышения живучести СЭС, как правило, предусматриваются перекрёстные связи между ЭПС, позволяющие использовать исправные элементы отказавшей подсистемы, например АБ, подключая их к работающим ЭПС.

Алгоритмы контроля, анализа состояния и управления режимами эксплуатации реализуются устройствами контроля и автоматики. В задачи УКА входят: контроль состояния всех элементов СЭС, анализ и обработка информации, выявление нештатных ситуаций, формирование соответствующих управляющих воздействий, управление и контроль за исполнением алгоритмов профилактических работ с АБ, обмен с БВК, приём команд управления. УКА могут быть интегрированы в конструктивы СНА, ЗРУ, БВШ или выполнены отдельно.

Рассмотренная методика анализа и выбора оптимальной структуры СЭС, включа-

ющая расчёт энергобаланса альтернативных базовых вариантов построения СЭС по текущим значениям мощностей СБ и нагрузки, определение энергетических и габаритно-массовых характеристик составных частей СЭС на основе рассчитанных потоков энергии, сопоставительный анализ и выбор наиболее предпочтительного базового варианта построения СЭС с последующей параметрической оптимизацией и проектированием составных частей СЭС по конкретным техническим заданиям, использовалась при проектировании и создании СЭС автоматического КА ДЭЗ Земли «Ресурс-ДК1» [4]. Его успешная лётная эксплуатация с 15 июня 2006 года подтверждает правильность разработанных методик, технических решений и практических рекомендаций.

На рис. 3 и 4 приведены графики изменения мощностей в СЭС КА типа «Ресурс-ДК1» при выключенном и включённом экстремальном регулировании мощности СБ, полученные по результатам обработки телеметрической информации. Поведение параметров показывает высокую эффективность применения ЭРМ СБ на низкоорбитальном КА за счёт эффективного использования мощности СБ (примерно на 25%).

Из рисунков 3-5 следует, что ЭРМ существенно увеличивает снимаемую мощность с СБ в начале и конце освещённой части витка. Это приводит к более эффективному восполнению ёмкости АБ (рис. 5), не требует проведения дополнительных переключений панелей СБ (экономит ресурс приводов СБ), увеличивает время работы аппаратуры наблюдения, уменьшает глубину разряда АБ при максимальном времени теневого участка орбиты, а также позволяет уменьшить требуемую мощность и площадь СБ.

Реальное подтверждение методики анализа и выбора оптимальной структуры СЭС на основе рассчитанных потоков энергии при эксплуатации КА типа «Ресурс-ДК1» позволило применить данную методику также при проектировании СЭС малого КА ДЗЗ, разрабатываемого ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» [5].

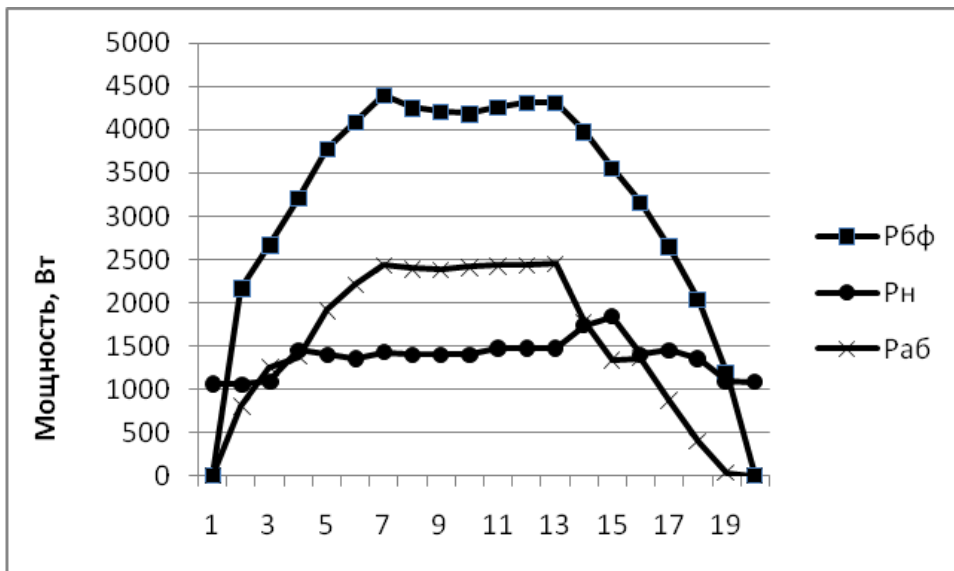


Рис. 3. График изменения мощностей в СЭС при выключенном ЭРМ СБ

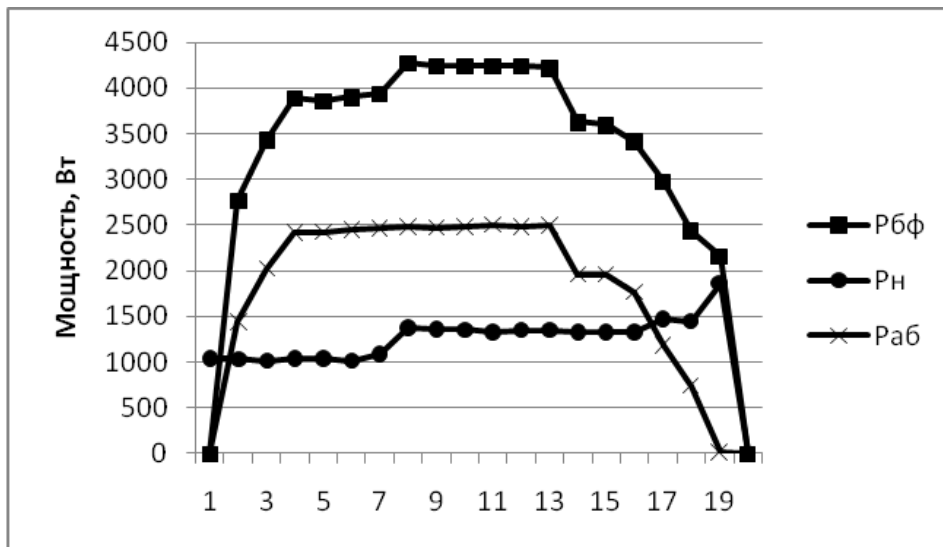


Рис. 4. График изменения мощностей в СЭС при включенном ЭРМ СБ

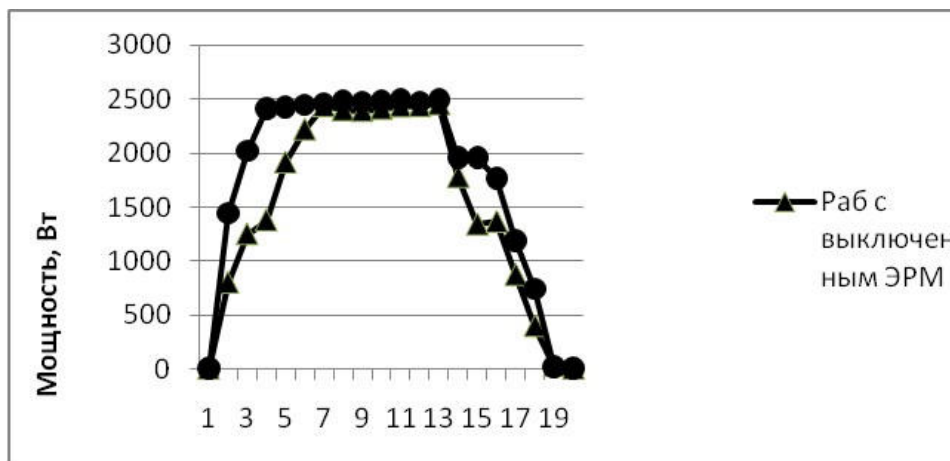


Рис. 5. График изменения мощностей СЭС, идущих на заряд АБ при выключенном и включенном ЭРМ СБ

Библиографический список

1. Шиняков Ю. А. Энергетический анализ структурных схем систем электроснабжения автоматических космических аппаратов // Известия Томского политехнического университета. – 2006. - Т. 309. - № 8. - С. 152-155.
2. Гуртов А.С., Пушкин В.И., Филатов А.Н., Чечин А.В. Анализ технических требований к системам электропитания автоматических космических аппаратов // Электронные и электромеханические устройства: Сборник научных трудов НППЦ “Полюс” Томск, 2001. – С. 59-66.
3. Шиняков Ю.А., Гордеев К.Г., Поданева Ю.В. Сравнительный анализ структурных схем СЭП автоматических КА // Электронные и электромеханические системы и устройства: Сб. трудов/ НППЦ “Полюс” Томск, 1997. - С. 14-22.
4. Чечин А.В., Гуртов А.С. и др. Эскизный проект КА «Ресурс-ДК1// Бортовой энергетический комплекс Ресурс-ДК 0000-0 ПЗ-5. Пояснительная записка» / ГНПРКЦ “ЦСКБ-Прогресс”, Самара, 1997.
5. Пушкин В. И., Гуртов А. С. и др. Эскизный проект МКА ДЗ3// Бортовой энергетический комплекс МКА ДЗ3 81КС 0000-0 ПЗ-204. Пояснительная записка» / ГНПРКЦ “ЦСКБ-Прогресс”, Самара, 2008.
6. Построение мощных многомодульных автономных систем электропитания / Чернышев А.И., Шиняков Ю.А., Чечин А.В., Гордеев К.Г., Пушкин В.И., Филатов А.Н. // Электронные и электромеханические системы и устройства: Сб. трудов / НППЦ “Полюс” - Томск, 1997. - С. 3-8.
7. Пат. 2035109 РФ, МКИ⁶ Н 02 J 7/35. Автономная система электроснабжения/ Чернышев А.И., Шиняков Ю.А., Гордеев К.Г., Ларюхин Б.В., Былина С.М., Орлова О.М., Черданцев С.П. // Изобретения. - 1995. - №13.

References

1. Shinyakov, Yu. A. Energy-dispersive structural analysis of unmanned space vehicle power-supply systems // Izvestia of Tomsk Polytechnic University. – 2006. – Vol. 309. – No. 8. 152-155 pp.
2. Gurtov, A. S., Pushkin V. I., Filatov A. N., Chechin A. V. Analysis of unmanned space vehicle power-supply system specifications // Electronic and electromechanical devices: Collection of papers of Science-and-Production Centre “Polyus” - Tomsk, 2001. – 59-66 pp.
3. Shinyakov, Yu. A., Gordeev K. G., Podaneva Yu. V. Comparative structural analysis of unmanned space vehicle power-supply systems // Electronic and electromechanical systems and devices: collection of papers / Science-and-Production Centre “Polyus” – Tomsk, 1997. – 14 – 22 pp.
4. Chechin, A. V., Gurtov A. S., et al. Resource-DK1 draft design // 0000-0 ПЗ-5 Resource-DK1 airborne power generation system. Explanatory note / SRP SC “TsSKB-Progress”, Samara, 1997.
5. Pushkin, V. I., Gurtov A. S., et al. Small Earth remote sensing satellite draft design // 81КС 0000-0 ПЗ-204 Small ERS satellite onboard power-producing system. Explanatory note / SRP SC “TsSKB-Progress”, Samara, 2008.
6. Chernyshev, A. I., Shinyakov Yu. A., Chechin A. V., Gordeev K. G., Pushkin V. I., Filatov A. N. Construction of high-capacity multimodule autonomous power-supply systems // Electronic and electromechanical systems and devices: collection of papers / Science-and-Production Centre “Polyus” – Tomsk, 1997. – 3-8 pp.
7. Pat. 2035109 of the Russian Federation, МКИ⁶ Н 02 J 7/35. Autonomous power-supply system / Chernyshev A. I., Shinyakov Yu. A., Gordeev K. G., Laryukhin B. V., Bylina S. M., Orlova O. M., Cherdantsev S. P. // Izobreteniya. 1995. No.13.

CHOOSING THE STRUCTURE OF POWER-SUPPLY SYSTEMS FOR LOW-ORBIT SPACE VEHICLES

© 2010 Yu. A. Shinyakov¹, A. S. Gurtov², K. G. Gordeyev³, S. V. Ivkov²

¹Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics

²State Research and Production Space Rocket Center “TsSKB – Progress”

³Research and Production Centre “Polyus”

A methodology for analyzing and choosing the optimum structure of power-supply systems (PSS) for low-orbit automatic spacecraft (SC) is considered. The expediency of using a universal parallel-serial structure which provides a possibility of extreme power regulation of solar batteries, at objects with varying operation conditions and sharply-variable load curves is justified. Design guidelines for structurally functional block-modular construction of a system with increased power capacity are proposed on the basis of parallel connection of energy subsystems.

Storage battery, spacecraft, solar battery, power supply system.

Информация об авторах

Шиняков Юрий Александрович, кандидат технических наук, заместитель руководителя НИЧ, Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники (ТУСУР). Область научных интересов: разработка и исследование аппаратуры регулирования и контроля автономных систем электроснабжения, использующих в качестве первичных источников энергии – солнечные батареи, а в качестве накопителей энергии – аккумуляторные батареи. E-mail: Shua@main.tusur.ru.

Гуртов Александр Сергеевич, начальник отдела ФГУП ГНПРКЦ “ЦСКБ-Прогресс”. Область научных интересов: разработка и исследование автономных систем электроснабжения, использующих в качестве первичных источников энергии – солнечные батареи, а в качестве накопителей энергии – аккумуляторные батареи. E-mail: gas1501@mail.ru.

Гордеев Константин Георгиевич, кандидат технических наук, заместитель главного конструктора, ОАО “НПЦ “Полус” г. Томск. Область научных интересов: Разработка и исследование аппаратуры регулирования и контроля автономных систем электроснабжения, использующих в качестве первичных источников энергии – солнечные батареи, а в качестве накопителей энергии – аккумуляторные батареи. E-mail: polus@online.tomsk.ru.

Ивков Сергей Валериевич, инженер конструктор ФГУП ГНПРКЦ “ЦСКБ-Прогресс”. Область научных интересов: Разработка и исследование автономных систем электроснабжения, использующих в качестве первичных источников энергии – солнечные батареи, а в качестве накопителей энергии – аккумуляторные батареи. E-mail: sergeyivkov@virtualsooccer.ru.

Shinyakov Yury Alexandrovitch, candidate of technical science, deputy head of Research Department, Tomsk State University of control systems and radioelectronics, shua@main.tusur.ru. Area of research: design and analysis of control equipment for autonomous power supply systems using solar batteries as primary sources of energy and storage batteries as energy storage units.

Gurtov Alexander Sergeyeivitch, head of department, State Research and Production Space Rocket Center “TsSKB – Progress”, gas1501@mail.ru. Area of research: design and analysis of control equipment for autonomous power supply systems using solar batteries as primary sources of energy and storage batteries as energy storage units.

Gordeyev Konstantin Georgievitch, candidate of technical science, deputy chief designer, Research and Production Centre “Polyus”, polus@online.tomsk.ru. Area of research: design and

analysis of control equipment for autonomous power supply systems using solar batteries as primary sources of energy and storage batteries as energy storage units.

Ivkov Sergey Valeryevitch, design engineer, State Research and Production Space Rocket Center “TsSKB – Progress”, sergeyivkov@virtualsoccer.ru. Area of research: design and analysis of control equipment for autonomous power supply systems using solar batteries as primary sources of energy and storage batteries as energy storage units.

УДК 621.431.75

ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ НА ДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ УПРУГОДЕМПФЕРНЫХ ОПОР РОТОРОВ

© 2010 В. Б. Балякин, Б. Б. Косенок, И. С. Барманов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Приведены эксплуатационные и технологические факторы, влияющие на жёсткость упругого элемента типа «беличье колесо». Оценено влияние допусков геометрических параметров упругого элемента на коэффициент жёсткости конструкции. Предложена уточнённая методика расчёта жёсткости упругого элемента.

Газотурбинный двигатель, упругодемпферная опора, упругий элемент, жёсткость, деформация.

Динамические характеристики двигателей летательных аппаратов (ДЛА), характеризующиеся спектром собственных частот, уровнем вибрации статора и амплитудами колебаний ротора, определяются динамическими параметрами жёсткости и демпфирования опор роторов.

Упругодемпферные опоры (УДО), которые впервые были использованы П.Л. Капицей в турбодетандерах для прохождения критических частот [1], нашли широкое применение в роторах газотурбинных двигателей (ГТД).

УДО ротора ГТД, как правило, включает в состав подшипник качения, гидродинамический демпфер (ГДД), упругий элемент, уплотнения и систему подвода смазки.

Для снижения уровня вибрации в двигателе широко используется изменение собственных частот колебаний ротора. Этот метод позволяет изменением податливости элементов роторной системы смещать её собственные частоты колебаний за пределы диапазона рабочих оборотов. Известно, что коэффициент радиальной жесткости радиально-упорного подшипника качения имеет нелинейную характеристику в функции осевой силы. Изменение осевой нагрузки в целях варьирования в широком диапазоне радиальной жёсткости опор авиационных ГТД является неэффективным, так как приводит к резкому снижению долговечности подшипников [2]. В упругодемпферных опорах роторов ГТД для компенсации веса ротора используют

опорные элементы в виде упругих втулок. Варьируя геометрические параметры упругих втулок, можно изменять в широком диапазоне коэффициент их жёсткости и обеспечивать, таким образом, смещение собственной частоты колебаний роторной системы.

Известные в настоящее время методики расчёта упругих элементов [3-5] не отвечают современным требованиям, так как не дают представления об их истинных динамических параметрах (коэффициенте жёсткости, напряжениях и деформации). Эти методики расчёта динамических параметров упругих элементов не учитывают технологические и эксплуатационные особенности работы в составе ДЛА.

В качестве упругих элементов, воспринимающих как вес ротора, так и осевую силу, в ГТД Д-436, Д-18, ПС-90 и ряде других используют втулки типа «беличьих колес». Считается, что конец упругой втулки, соединённый с подшипником и демпфером, под действием радиальной нагрузки перемещается без перекоса оси вращения. Однако упругая втулка устанавливается параллельно демпферу и реакция на корпусе смещена относительно линии действия возбуждающей силы, что вызывает изгибающий момент.

Анализ деформационного состояния упругой втулки (рис. 1, а) под действием радиальной и осевой нагрузки, полученного методом конечных элементов с помощью пакета ANSYS по методике, изложенной в

[6], показал, что на конце втулки, где обычно расположен демпферный зазор ГДД, имеется перекося. На величину перекося влияет уровень радиальной нагрузки и геометрия упругой втулки, причём он может составлять до 30 % от величины демпферного зазора. Следовательно, для обоснованного выбора параметров подшипников качения, торцовых уплотнений и гидродинамических демпферов необходимы методики расчёта, которые учитывали бы перекося рабочих поверхностей, обусловленный весом и колебаниями ротора.

Технологические требования, предъявляемые к поверхности демпферного зазора по параметру нецилиндричности, обеспечивают незначительную конусность в демпферном зазоре ГДД, однако, как видно из рис. 1, действие осевой силы приводит к деформации упругой втулки по конической форме.

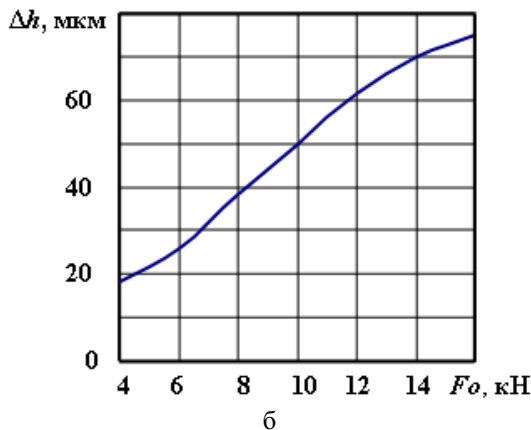
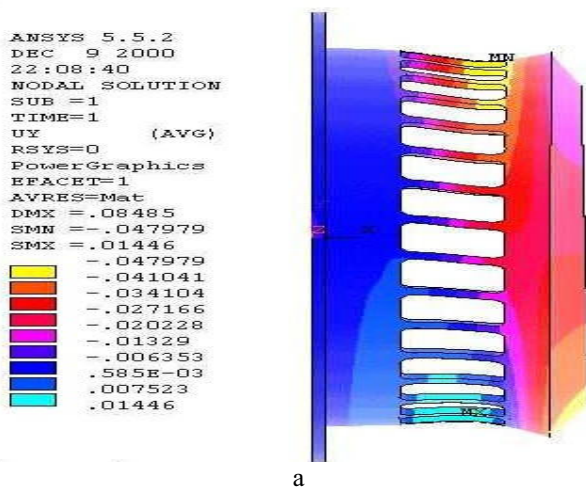


Рис. 1. Деформация упругой втулки типа «белчье колесо» под действием радиальной осевой нагрузки: а – вид деформированной втулки; б – зависимость конусности на конце втулки в районе расположения демпферного зазора от осевой силы

Из анализа деформации видно, что при осевой силе $F_o=10$ кН на конце упругой втулки величина конусности составляет $\Delta h=50$ мкм на длине $l=12$ мм. С ростом осевой нагрузки конусность увеличивается и может достигать значений $\Delta h=75$ мкм при $F_o=16$ кН.

В коротком проточном ГДД для обеспечения необходимого уровня демпфирования выполняют демпферный зазор $h_0=0,12\dots 0,15$ мм с допуском $\delta_0=30$ мкм. Следовательно, конусность поверхности может составлять более 50 % величины зазора.

Правильно спроектированные УДО значительно снижают амплитуду колебаний ротора и уровень вибрации на корпусе двигателя. Однако если динамические параметры (коэффициенты жёсткости и демпфирования) подобраны не оптимально, то эффективность резко падает. Поэтому актуален вопрос о создании методик выбора, расчёта и проектирования УДО роторов, отвечающих реальным условиям эксплуатации.

Влияние на работу УДО оказывают и технологические отклонения упругих элементов типа «белчье колесо», которые до настоящего времени практически не рассматривались.

На рис. 2 показана схема упругого элемента с типичными размерами и допусками на изготовление. Приведённые размеры и допуски на них взяты с чертежей производителей ГДД.

Для оценки коэффициента жёсткости упругого элемента, приведённого на рис. 2, воспользуемся зависимостью, полученной в [6]:

$$c = \frac{nEbh(b^2 + h^2)}{2l_0^3(1 - 8,2L_0^{-1,35}\bar{r})} k_1, \quad (1)$$

где $k_1 = 1 / \left(1 + \frac{2\sqrt{bh}}{l_0} \right)^3$; $L_0 = l_0/h$; $\bar{r} = R/b$;

E – модуль упругости стали.

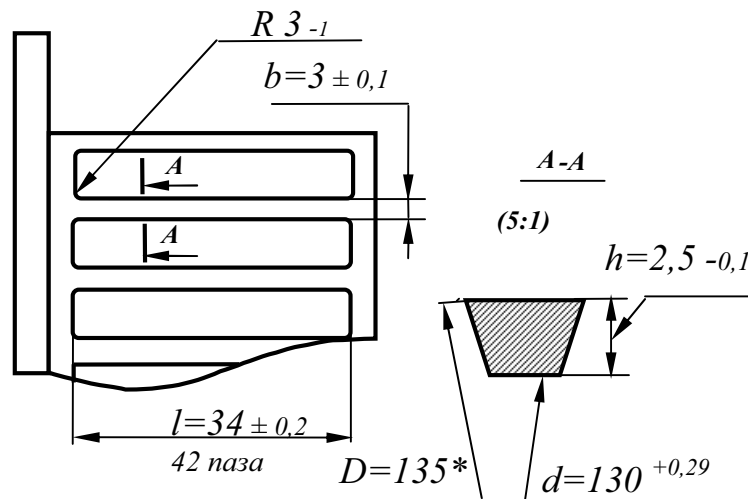


Рис. 2. Схема упругого элемента типа «белочье колесо» с размерами и допусками:

* – размер для справок

Здесь номинальные значения параметров: $l_0 = 34$ мм – длина, $h = 2,5$ мм – толщина, $b = 3$ мм – ширина, $R = 3$ мм – переходный радиус, $n = 42$ – число упругих балочек.

Подставив номинальные значения геометрических параметров в (1), получим коэффициент жёсткости $c = 10,3 \cdot 10^6$ Н/м.

Оценим влияние геометрических параметров на коэффициент жёсткости упругого элемента. Из анализа (1) видно, что увеличение геометрических параметров b , h и R приводит к росту коэффициента жёсткости, а увеличение параметра l_0 , наоборот, к его снижению.

Учитывая влияние допусков геометрических параметров на жёсткость конструкции, получаем, что значения коэффициента жёсткости при расчёте для предельных значений геометрических параметров будут лежать в интервале $c = 7,07 \dots 11,18 \cdot 10^6$ Н/м.

Таким образом, коэффициент жёсткости упругого элемента после его изготовления с предельно допустимыми значениями геометрических параметров может отличаться от коэффициента, рассчитанного по номинальным размерам, более чем на 30%.

В этом случае для одномассовой системы с массой M , в которой собственная частота определяется зависимостью

$$\omega_c = (c/M)^{0,5},$$

получим, что значение собственной частоты роторной системы на упругих элементах с геометрическими размерами, выполненными с допусками, отличается от частоты, рассчитанной теоретически по номинальным размерам, более чем на 20%.

Необходимо отметить, что формула (1) получена для балочек прямоугольного поперечного сечения. Однако при изготовлении их фрезерованием поперечное сечение имеет форму криволинейной трапеции, что даёт погрешность при вычислениях коэффициента жёсткости. В этом случае ширину балочки b в (1) более корректно принимать как среднюю линию трапеции. Для повышения точности вычислений в качестве ширины балочки b можно использовать расчётное значение ширины в среднем сечении

$$b^* = b(D + d) / 2D. \quad (2)$$

В этом случае $b^* = 2,94$ мм для приведённой в примере на рис. 2 конструкции. Такое уточнение позволит повысить точность вычислений коэффициента жёсткости $c = 10,8 \cdot 10^6$ Н/м на 6%.

Подставляя (2) в (1), получим

$$c = \frac{nEb h (D + d) [b^2 (D + d)^2 + 4D^2 h^2]}{16D^3 l_0^3 \left(1 - \frac{16,4RD}{b(D + d)} \left(\frac{l_0}{h} \right)^{-1,35} \right)} k_1. \quad (3)$$

При этом поправочный коэффициент будет иметь вид

$$k_1 = \frac{1}{\left(1 + \frac{2\sqrt{bh(D+d)/2D}}{l_6}\right)^3}$$

Уменьшить разброс собственных частот роторной системы можно, во-первых, за счёт ужесточения допусков на изготовление упругих элементов опор роторов. Однако ужесточать все допуски на геометрические параметры экономически нецелесообразно. Поэтому необходимо выявить допуски, наиболее существенно влияющие на жёсткость упругого элемента.

С этой целью было исследовано влияние допусков в широком диапазоне основных геометрических параметров упругого элемента типа «беличье колесо» на коэффициент жёсткости конструкции. Результаты расчётов приведены на рис. 3. На графиках показаны зависимости относительного коэффициента жёсткости \bar{c} (отношение коэффициента жёсткости упругой втулки с реальными размерами к коэффициенту жёсткости упругой втулки с номинальными размерами) от допусков на основные геометрические параметры упругой втулки.

Показано, что существенное влияние на коэффициент жёсткости упругой втулки оказывает допуск на переходный радиус балочек. Так уменьшение этого допуска с 1 мм до 0,5 мм для конструкции, изображённой на рис. 2, позволит снизить разброс коэффициента жёсткости конструкции с 14 % до 7 %, а разброс собственной частоты роторной системы на опорах с такими упругими элементами – с 8 % до 3,6 %.

Аналогичное уменьшение допуска на длину балочки вдвое с $\pm 0,2$ до $\pm 0,1$ позволит снизить разброс жёсткости лишь на 1 %. Уменьшать допуски на толщину и ширину балочек нецелесообразно по технологическим соображениям.

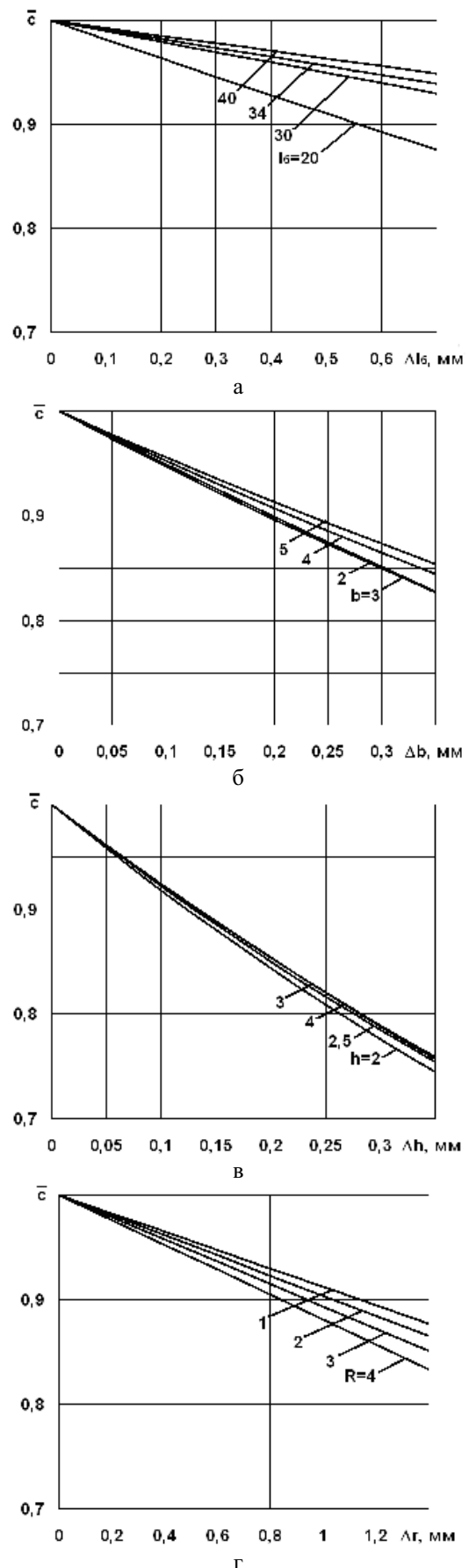


Рис. 3. Зависимость относительного коэффициента жёсткости от величины допуска на геометрические параметры:
а – длина; б – ширина; в – толщина; г – радиус

Во-вторых, можно уменьшить число геометрических параметров, допуски на изготовление которых влияют на жёсткость упругого элемента. Например, заменить прямоугольное поперечное сечение балочки на круглое с диаметром d .

В общем случае коэффициент жёсткости упругого элемента определяется зависимостью

$$c = \frac{3EI_x}{l_6^3},$$

где $I_x = \pi n d^4 / 64$ – момент инерции упругой втулки с балочками круглого сечения.

Окончательно выражение для коэффициента жёсткости упругой втулки с балочками круглого сечения получим в виде

$$c = \frac{3\pi n E d^4}{64 l_6^3}. \quad (4)$$

Таким образом, в (4) по сравнению с (3) число размеров, допуски на которые влияют на коэффициент жёсткости, уменьшается на четыре. Одновременно можно существенно уменьшить поле допуска на поперечное сечение до 0,02, выполняя цилиндрические балочки точением.

В этом случае конструкция упругого элемента должна быть сборной. Балочки можно изготавливать в виде шпилек, вворачивая их одним концом во фланец УДО, а к другому концу шпилек с помощью гаек крепить подшипник с демпфером. Таким образом, можно обеспечить заданные динамические характеристики упругого элемента, осуществляя регулирование длины балочек с помощью гаек, перемещая подшипник на шпильках.

Библиографический список

- Капица, П. Л. Устойчивость и переход через критические числа оборотов быстровращающихся роторов при наличии трения [Текст] / П. Л. Капица // Журнал технической физики. – 1939. – Т.9. Вып. 2. – С. 1-37.
- Жильников, Е. П. Влияние осевой силы на жесткость и долговечность радиально-упорного подшипника [Текст] / Е. П. Жильников, В. Б. Балякин // Ракетно-космическая техника. – Самара, 2000. Вып. 1. – С. 132-141.
- Кельзон, А. С. Расчёт и конструирование роторных машин [Текст] / А. С. Кельзон, Ю. Н. Журавлев, Н. В. Январев. – Л.: Машиностроение, Ленинградское отделение, 1977. – 287 с.
- Сергеев, С. И. Демпфирование механических колебаний [Текст] / С. И. Сергеев. – М.: Физматгиз, 1959. – 408 с.
- Сергеев, С. И. Динамика криогенных турбомашин с подшипниками скольжения [Текст] / С. И. Сергеев. – М.: Машиностроение, 1973. – 303 с.
- Балякин, В. Б. Совершенствование методик расчёта динамических параметров упругих элементов УДО роторов ГТД [Текст] / В. Б. Балякин, И. С. Барманов // Журнал «Известия СНЦ РАН». – Самара, 2009. – Т.11. №3. – С. 205-209.

References

- Kapitsa, P. L. Stability and transition through critical numbers of revolution of fast-revolving rotors in the presence of friction / P. L. Kapitsa // Journal of technical physics. – 1939. – Vol.9. Issue. 2. – PP. 1-37.
- Zhilnikov, Ye. P. The influence of axial force on the stiffness and durability of a radial thrust bearing / Ye. P. Zhilnikov, V. B. Balyakin // Space-rocketry Engineering. – Samara, 2000. Issue. 1. – PP. 132-141.
- Kelzon, A. S. Design and construction of rotor machines / A. S. Kelzon, Yu. N. Zhuravlyov, N. V. Yanvaryov. – Leningrad: Mashinostroyeniye (Mechanical engineering), the Leningrad branch, 1977. – 287 p.
- Sergeyev, S. I. Damping of mechanical vibrations / S. I. Sergeyev. – Moscow: Phisimatgiz, 1959. – 408 p.
- Sergeyev, S. I. Dynamics of cryogenic turbomachines with plain bearings / S. I. Sergeyev. – Moscow: Mashinostroyeniye (Mechanical engineering), 1973. – 303 p.
- Balyakin, V. B. Improvements in procedures of calculating dynamic parameters

of elastic elements of elastic damping supports of gas turbine engine rotors / V. B. Balyakin, I. S. Barmanov // Journal “Izvestia of Samara Research Centre of the Russian Academy of Sciences”. – Samara, 2009. – Vol.11. No.3. – PP. 205-209.

THE INFLUENCE OF OPERATIONAL AND TECHNOLOGICAL FACTORS ON THE DYNAMIC PARAMETERS OF ELASTIC ELEMENTS OF ELASTIC DAMPING ROTOR SUPPORTS

© 2010 V. B. Balyakin, B. B. Kosenok, I. S. Barmanov

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The paper reports on operational and technological factors that influence the stiffness of an elastic element of the “squirrel cage” type. The influence of tolerances of the elastic element’s geometrical parameters on the stiffness coefficient of the structure is assessed. A refined procedure for the elastic element stiffness calculation is proposed.

Gas turbine engine, elastic damping support, elastic element, stiffness, deformation.

Информация об авторах

Балякин Валерий Борисович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Основы конструирования машин», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), borkos@yandex.ru. Область научных интересов: теория и проектирование опор роторов авиационных двигателей.

Косенок Борис Борисович, кандидат технических наук, доцент, докторант кафедры «Основы конструирования машин», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), borkos@yandex.ru. Область научных интересов: динамика механизмов и машин.

Барманов Ильдар Сергеевич, аспирант кафедры «Основы конструирования машин», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), isbarmanov@mail.ru. Область научных интересов: конструкция опорных узлов авиационных двигателей.

Balyakin Valery Borisovitch, doctor of technical science, professor, head of the department “Foundations of machine designing”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), borkos@yandex.ru. Area of research: theory and design of aircraft engine rotor supports.

Kosenok Boris Borisovitch, candidate of technical science, associate professor, working for the doctor’s degree at the department “Foundations of machine designing”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), borkos@yandex.ru. Area of research: dynamics of machines and mechanisms.

Barmanov Ildar Sergeyeivitch, post-graduate student of the department “Foundations of machine designing”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), isbarmanov@mail.ru. Area of research: design of aircraft engine elastic damping supports.

УДК 622.24.051.553

АНАЛИЗ ГРУППОВЫХ СВОЙСТВ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ РОЛИКОВ В ОПОРАХ БЕССЕПАРАТОРНОГО ТИПА СТАТИСТИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

© 2010 А. Н. Журавлев

Самарский государственный технический университет

Рассмотрен статистический эксперимент реализаций профилей роликовых дорожек опоры бурового горнорудного трёхшарошечного долота, прошедших стендовые испытания, и проведена обработка статистических данных с использованием гармонического и корреляционного анализа.

Роликовая опора, буровое долото, деформационный след, корреляционный анализ, гармоническая функция.

Исследование процесса взаимодействия деталей роликовых опор содержит формирование подцелей, которые включают разработку множества допустимых вариантов сборочных процессов, их предварительную оценку и выбор наилучшего варианта. Основным условием такого исследования является ограниченное число вариантов, включающих комбинаторику структурной составляющей комплектов роликов m , прошедших селективный отбор по размерным параметрам. Комбинаторика в случае сборки многорядных роликовых опор представляет множество альтернатив парных взаимодействий роликов в комплекте [1].

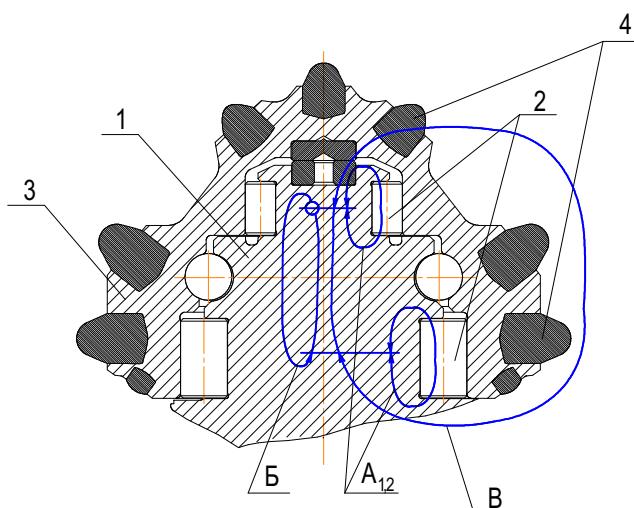


Рис. 1. Схема взаимосвязанных контуров взаимодействия деталей роликовой опоры бурового долота: 1 – цапфа лапы; 2 – большие и малые ролики соответственно; 3 – шарошка; 4 – рабочие зубки

При всём различии конструкций многорядных роликовых опор они включают общие технологические и эксплуатационные признаки, обеспечивающие автономию разработки технологии сборки, формируя задачу декомпозиции изделий. На рис. 1 представлена многорядная роликовая опора бурового долота, характеризующаяся наличием двух контуров: внутреннего ($A_1, A_2, Б$) и взаимосвязанного ($В$).

Представление в контурном виде (рис. 1) процессов взаимодействия деталей роликовых опор определяется тем, что в процессе сборки реализуется постоянство отсчётной системы координат, а направленность контура указывает на вектор взаимодействия. Так, внутренний контур образуется при комплектовании роликов и установке комплекта на роликовую дорожку, что отражает последовательность сборочной операции комплектования роликов. Координатой отсчёта служит первый ролик в комплекте внутреннего контура $A_{1,2}$, а вектор, указывающий направление комплектования, связан с угловыми разворотами комплектов роликов относительно своего ряда A_1 и A_2 . Этому же признаку постоянства отсчёта и направленности вектора взаимодействия соответствует и выделенный взаимосвязанный контур $Б$, который задаёт свойство роликовых опор при функционировании изделия. Показатели качества сборки каждого контура задаются набором геометрических параметров, составляющих структуру многорядных роликовых опор и обладающих свойствами

однозначности. Элементы контура, в которые входят детали и сборочные компоненты соединений, жёстко объединены общими процессами взаимодействия и условиями размещения их в изделии. Выделение общих контуров в задаче декомпозиции позволяет согласовать существенные связи подвижных деталей роликовых опор с ограничениями и частными критериями структурно упорядоченной сборки изделий.

Анализ групповых свойств, учитывающих взаимодействия роликов с роликовыми дорожками взаимосвязанного контура роликовых опор, выполним методом статистической динамики. С помощью этого метода выполняется анализ степени статистической взаимосвязи между роликами и роликовой дорожкой с учётом циклов внешней нагрузки на опору.

Взаимосвязанный контур Б (рис. 1) характеризуется наличием зависимых циклов каждой пары роликов 2 по отношению к рабочим зубкам 4. Эта степень зависимости оценивается по исследованию деформационного следа на роликовой дорожке подвижной детали 3.

Расчёты выполнялись с использованием статистических программных продуктов Mathcad и Excel. Информационным носителем технологической информации



Рис. 2. Общий вид измерительной установки

является деформационный след, оставленный роликами на роликовой дорожке в процессе эксплуатации изделия. С целью установления влияния структурной составляющей сборки m на эксплуатационные параметры использовались гармонический и корреляционный анализы рельефов роликовых дорожек шарошки, выработавшей свой ресурс в условиях стендовых испытаний.

Для измерения деформационного следа большой (БРД) и малой (МРД) роликовых дорожек, а также для измерения износа режущих зубков применяется измерительная установка, представленная на рис. 2.

Установка состоит из стола, подвижного измерительного блока, сменного щупа с рубиновым наконечником и персонального компьютера со специальным программным обеспечением. На рис. 3а и 3б



а



б

Рис. 3. Измерение параметров шарошки, выработавшей свой ресурс:
а – измерение деформационного следа;
б – измерение износа зубков

показано измерение деформационного следа, оставленного роликами на беговых дорожках, а также износа режущих зубков с применением рубинового наконечника диаметром 2 мм.

Дискретность измерения обеспечивалась по разметке с угловым шагом в $11,2^\circ$, что обеспечивало объём выборки в количестве 32 измерений. Каждый дискретный отсчёт повторялся три раза, чтобы уменьшить влияние неконтролируемых факторов при измерении. В качестве начала системы отсчёта была выбрана точка на торце контролируемой детали, совпадающая с координатой зубка, имеющего максимальную величину износа. При измерении обеспечивалось постоянство вектора направления отсчёта, который выполнялся в положительном направлении, т.е. против часовой стрелки.

Автокорреляционная функция деформационного следа выражалась через гармонический анализ, который заключается в разложении периодических функций в сходящийся ряд Фурье [2]. Практическое проведение гармонического анализа связано с вычислением коэффициентов Фурье. Аппроксимация динамики явлений рядом Фурье состоит в выборе таких гармонических колебаний, наложение которых друг на друга (сумма) отражало бы периодические колебания фактических уровней временного ряда. С помощью ряда Фурье можно представить динамику явлений в виде некоторой функции времени, в которой слагаемые расположены по убыванию периодов:

$$\hat{y}_i = a_0 + \sum (a_k \cos kt + b_k \sin kt). \quad (1)$$

В уравнении (1) величина k определяет гармонику ряда Фурье и равна 32. Параметры уравнения определяются на основе метода наименьших квадратов и вычисляются по следующим зависимостям:

$$a_0 = \frac{Y_{d0}}{N}; \quad (2)$$

$$a_k = \frac{Y_{dk}}{N}; \quad (3)$$

$$t_n = \frac{2\pi n}{N}. \quad (4)$$

Графическое представление аппроксимирующей кривой деформационного следа БРД и МРД показано на рис. 4 и 5, соответственно.

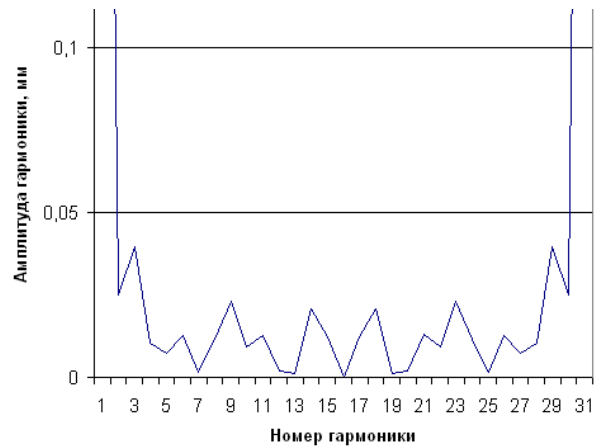


Рис. 4. Гармоническая функция деформационного следа БРД

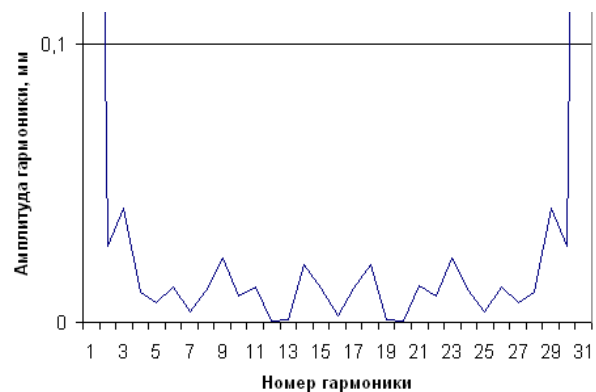


Рис. 5. Гармоническая функция деформационного следа МРД

Анализ свойств гармонических функций указывает на цикличность деформационного следа как по большой, так и по малой роликовым дорожкам. Этот факт указывает на тесноту связи между деформационным следом, оставленным роликами, и циклами внешнего воздействия от зубков в момент отделения породы в забое.

Кратность минимального значения гармоник деформационного следа приходится на количество роликов в комплекте (15 больших и 13 малых роликов),

что устанавливает связь между структурным компонентом комплекта роликов m и стабилизацией траектории движения роликов заданной структуры в процессе функционирования изделия.

Измеренные значения деформационного следа на большой и малой роликовых дорожках шарошки, а также износ двух рядов зубков приведены в табл. 1.

На рис. 6 представлен график, построенный по табличным значениям.

Корреляционная связь деформационного следа и износа зубков, а также деформационного следа между малой и большой роликовыми дорожками представлены в табл. 2.

Таблица 1. Численные значения деформационного следа на беговых дорожках шарошки и износа зубков

№ п/п	Значения деформационного следа, мм			Износ зубков, мм	
	МРД	БРД (низ)	БРД (верх)	Ряд зубков, приходящийся на БРД (1 ряд)	Ряд зубков, приходящийся на МРД (2 ряд)
1	0,015	0,015	-0,015	0,005	-0,015
2	-0,045	-0,21	-0,3	0,21	0,05
3	-0,2	-0,465	-0,59	0,42	0,11
4	-0,4	-0,72	-0,93	0,515	0,205
5	-0,455	-0,765	-1,09	0,58	0,355
6	-0,56	-0,81	-1,13	0,7	0,325
7	-0,555	-0,83	-1,045	0,6	0,25
8	-0,45	-0,78	-0,795	0,44	0,16
9	-0,37	-0,52	-0,495	0,385	0,095
10	-0,175	-0,23	-0,185	0,19	0,01
11	-0,035	-0,03	0,02	0,13	-0,025
12	0,04	0,05	0,06	0,04	0

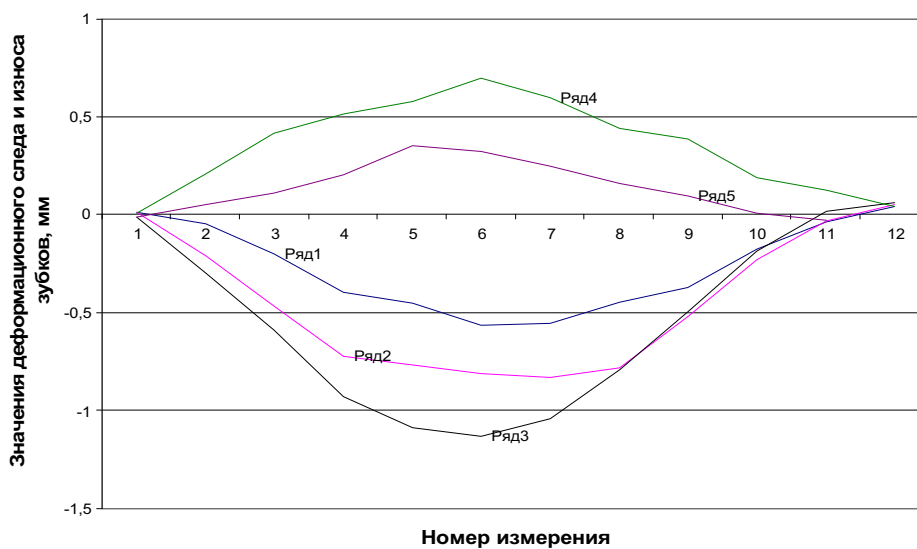


Рис. 6. Изменение параметров деформационного следа и износа зубков, полученных по результатам эксперимента:

ряд 1 – МРД; ряд 2 – БРД (низ); ряд3 – БРД (верх); ряд 4 – 1 ряд зубков; ряд 5 – 2 ряд зубков

Таблица 2. Корреляционная связь деформационного следа и износа зубков

	МРД	БРД (низ)	БРД (верх)	1 ряд	2 ряд
МРД	1	–	–	–	–
БРД (низ)	0,971711	1	–	–	–
БРД (верх)	0,937607	0,974657	1	–	–
1 ряд	-0,94587	-0,96106	-0,98329	1	–
2 ряд	-0,86596	-0,89549	-0,96714	0,950508	1

Анализ значений коэффициентов корреляции (табл. 2) указывает на существование тесной корреляционной связи между деформацией роликовых дорожек и износом зубков шарошки.

Корреляционный анализ деформированных роликовых дорожек позволил установить свойство стационарности взаимодействия роликов с контактируемыми поверхностями и выявить наличие жёстких кинематических связей в случайном процессе эксплуатации роликовых опор без сепаратора. Поскольку конструкция роликовых опор не предусматривает жёстких кинематических связей, то в соответствии с общим принципом их структурной взаимосвязи определялась степень стабильности их траекторий при эксплуатации. С этой целью установлено влияние структурной составляющей сборки m на эксплуатационные параметры. Корреляционный анализ роликовой дорожки указывает также на наличие кинематических связей между роликами и угловыми положениями зубков. Это является необходимым условием при разработке модели структурно упорядоченной сборки с возможностью прогнозирования ресурса роликовых опор [3]. Наличие групповых свойств является достаточным условием сборки с прогнозированием ресурса, которые характеризуют взаимодействия роликов с роликовыми дорожками. Для этого определяется степень статистической взаимосвязи между роликами и роликовой дорожкой с учётом внешней нагрузки на опору.

В качестве эксплуатационного параметра рассматривается время до возникновения отказа в результате заклинивания опоры. Такой вид отказа является результатом эксплуатационного

процесса, требующего времени при взаимодействии подвижных деталей роликовых опор качения. Этот процесс следует рассматривать как пару событий сборки и эксплуатации: первое событие отмечает начало действия, а второе – его завершение.

Продолжительность эксплуатации на примере роликовых опор бурового долота определяется интервалом времени между событием – начала бурения и событием – завершения, т. е. наступлением заклинивания. В течение этого времени могут происходить другие события, которые не входили в предметную область исследования.

Тематика работы входит в состав научно-исследовательских работ, проводимых в рамках тематического плана СамГТУ по заданию Федерального агентства по образованию на 2006-2009 годы по теме «Разработка теоретических основ структурно упорядоченной сборки тяжелонагруженных изделий машиностроения», номер государственной регистрации НИР 01.2.006 06882.

Выводы:

1. Установлено присутствие статистически устойчивых кинематических связей между роликами и роликовыми дорожками при отсутствии сепаратора в опорах. Этот результат получен на основе корреляционного анализа деформационного следа, оставленного роликами на роликовых дорожках.
2. Учитывая это свойство контакта роликов с роликовой дорожкой, стало возможным выбирать оптимальный параметр угловой ориентации комплектов роликов при сборке роликовых опор, исходя из степени взаимосвязи между структурой комплектов роликов и циклами внешних нагрузок.

Библиографический список

1. Рыльцев, И. К. Комплектование роликов многорядных опор качения со случайной тактикой управляемых параметров [Текст] / И. К. Рыльцев, А. Н. Журавлев, А. Э. Воловненко // Сборка в машиностроении, приборостроении. – 2006. – № 5. – С. 14-19.
2. Статистика в Excel [Текст] / Н. В. Макарова, В. Я. Трофимец // Финансы и статистика: учеб. пособие. – М., 2002. – С. 368.
3. Журавлев, А. Н. Упорядоченная сборка двухрядных роликовых опор [Текст] / А. Н. Журавлев // Сборка в машиностроении, приборостроении. – 2004. – № 10. – С. 14-18.

References

1. Ryltsev, I. K. Gathering of multiple-row roller bearing components with a random tactics of controllable parameters / I. K. Ryltsev, A. N. Zhuravlyov, A. E. Volovnenko // Assembling in mechanical engineering and instrument engineering. – 2006. – No. 5. – PP. 14-19.
2. Statistics in Excel / N. V. Makarova, V. Ya. Trofimets // Finances and statistics: teaching aid. – M., 2002. – P. 368.
3. Zhuravlyov, A. N. Ordered assembly of two-row roller bearings / A. N. Zhuravlyov // Assembling in mechanical engineering and instrument engineering. – 2004. – No. 10. – PP. 14-18.

**ANALYSIS OF GROUP PROPERTIES OF ROLLER INTERACTION IN BEARINGS
USING STATISTICAL**

© 2010 A. N. Zhuravlyov

Samara State Technical University

The paper describes a statistical experiment in realization of roller race profiles of a tricone bit bearing. Bench tests have been carried out and the statistical data obtained are processed using harmonic and correlation analysis.

Roller bearing, mine bit, deformation trace, correlation analysis, harmonic function.

Информация об авторах

Журавлев Андрей Николаевич, кандидат технических наук, докторант кафедры «Технология машиностроения» Самарского государственного технического университета, zan.samgtu@mail.ru. Область научных интересов: сборка тяжело нагруженных изделий машиностроения.

Zhuravlyov Andrey Nikolayevitch, candidate of technical science, working for doctor's degree at the department "Technology of mechanical engineering", Samara State Technical University, zan.samgtu@mail.ru. Area of research: assembling heavy-loaded engineering products.

УДК 622.24.051.64

ВЛИЯНИЕ ТЕПЛОВЫХ ДЕФОРМАЦИЙ НА КАЧЕСТВО СБОРКИ ПОД СВАРКУ РЕЗЬБОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

© 2010 А. Н. Журавлев, М. А. Борисов

Самарский государственный технический университет

Рассмотрено влияние тепловых деформаций на качество свариваемого резьбового соединения, и разработана структурно упорядоченная сборка под сварку резьбовых соединений.

Резьбовое соединение, структурно упорядоченная сборка, буровое алмазное долото, сварка, соосность.

Целью исследования является определение влияния тепловых деформаций при выполнении сварки соединяемых по резьбе деталей на точность их взаимного расположения.

Включение сварных соединений в силовую конструкцию потребовало решения сложной задачи – обеспечения стабильного качества тяжело нагруженного соединения, в частности, на примере бурового алмазного долота необходимо обеспечить совпадение осей, входящих в сборочный узел деталей.

Алмазное долото состоит из двух основных частей: корпуса и ниппеля. На корпусе располагаются режущие зубки и

промывочные отверстия. Ниппель представляет собой цилиндрическую деталь, включающую в своей конструкции два типа резьбы: метрическую и присоединительную. С помощью присоединительной замковой резьбы долото присоединяется к буровой колонне. Корпус соединяется с ниппелем посредством метрической резьбы с упором в торец, затем данные детали свариваются. На рис. 1 показано буровое алмазное долото $\varnothing 311,1$ мм с допуском на взаимное расположение соединяемых элементов, равным 0,3 мм.

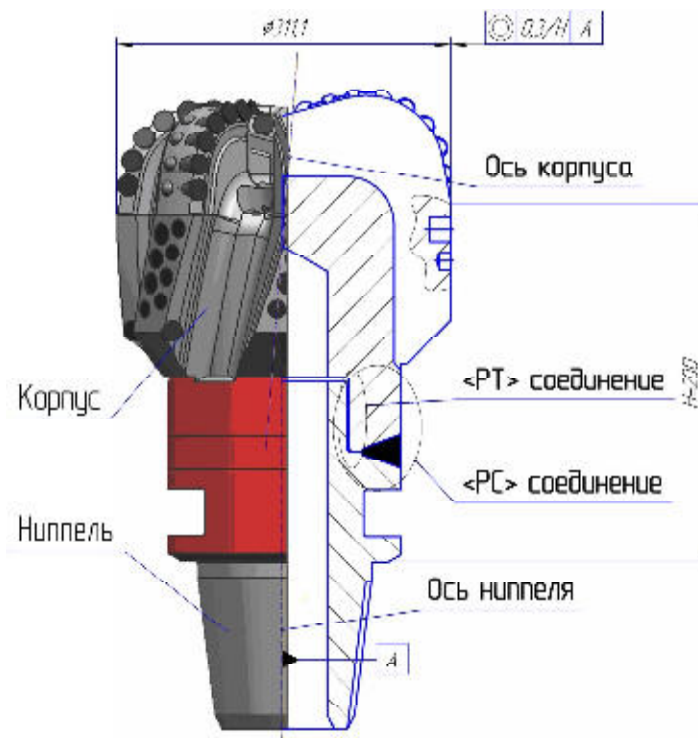


Рис. 1. Буровое алмазное долото
РТ – резьботорцовое соединение; РС – резьбосварное соединение

По существующей заводской технологии резьбовое соединение изготавливается с высокой точностью (квалитет точности 6н), но даже это обстоятельство не даёт необходимой стабильной точности расположения двух соединяемых деталей после выполнения операции сварки.

Как показывает статистика эксплуатации буровых алмазных долот, неточность взаимного расположения (отклонение от соосности) корпуса и ниппеля существенно влияет на работоспособность долота. Большая величина отклонения от соосности корпуса по отношению к ниппелю приводит к неравномерному износу режущих лопастей долота (рис. 2), тем самым ресурс долота сокращается. Как видно из рис. 2, износ основных режущих лопастей неравномерный. На одной лопасти виден сильный износ, который сопровождается выпадением режущих зубков, в то время как другая лопасть находится в рабочем состоянии.



Рис. 2. Отработанное буровое алмазное долото

Отклонение от соосности вышеуказанных деталей долота, полученное после сварки, оказывает влияние на управляемость долота при наклонно-направленном бурении и может привести к уходу долота в скважине от заданной буровиком траектории.

При выполнении операции сварки собираемые по резьбе детали нагреваются и

возникают тепловые деформации, в результате которых происходит смещение либо искривление осей корпуса и ниппеля (отклонение от соосности). Если деформации превышают допустимые значения, то долото считается непригодным для эксплуатации и отправляется на дорогостоящую доработку.

На существование тепловых деформаций в свариваемом резьбовом соединении указывает и тот факт, что в разрезанные после сваривания детали бурового алмазного долота не заворачиваются контрольные калибры (рис. 3), по которым они были изготовлены, а между собой эти детали свободно сворачиваются.



Рис. 3. Разрезанный после сварки корпус долота

Поэтому возникает необходимость управлять данным процессом на этапе сборки под сварку.

Традиционная (заводская) технология сборки под сварку и сварки резьбового соединения состоит из следующих операций:

1. Свинтить детали за счёт метрической резьбы до упора в торец.
2. Равномерно по всей окружности расположить три прихватки (не все сварщики используют прихватки перед сваркой, т. к. в технологии данное условие не прописано).
3. Сварить соединяемые детали.

К недостаткам существующей технологии можно отнести следующие:

1. Расположение прихваток не регламентируется.
2. Сварка соединения осуществляется с любого места.
3. Направление обхода сварного шва не регламентируется.

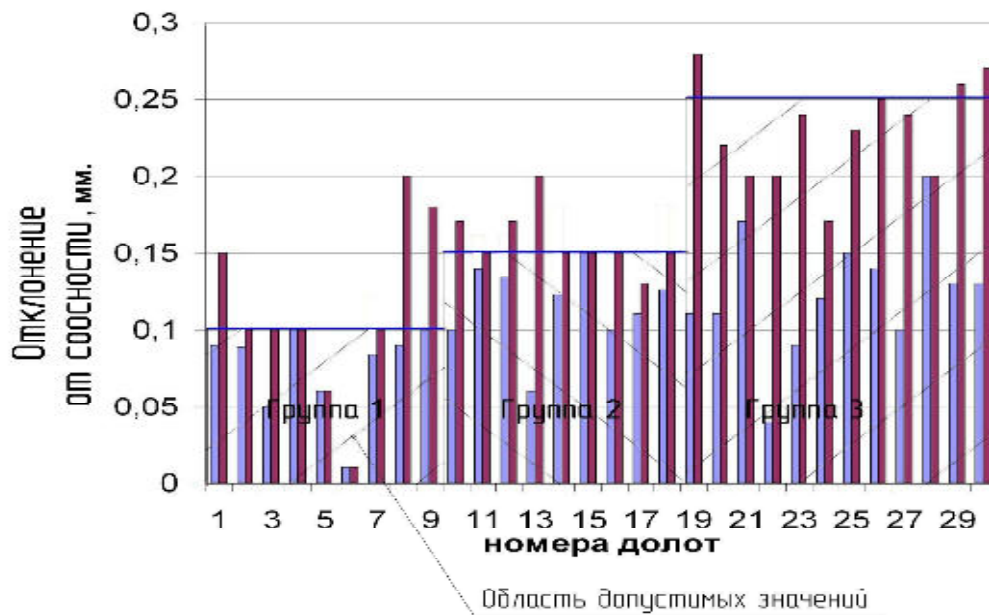


Рис. 4. Графики изменения отклонения от соосности буровых алмазных долот
 ряд 1 – отклонение от соосности долота до сварки;
 ряд 2 – отклонение от соосности долота после сварки

На рис. 4 представлены графики изменения отклонения от соосности буровых алмазных долот, из которого видно, как влияют тепловые деформации после сварки на точность взаимного расположения соединяемых деталей.

В зависимости от диаметра бурового алмазного долота назначается допуск на взаимное расположение соединяемых деталей. В связи с этим графики изменения отклонения от соосности разбиты на три группы.

Из графиков видно, что после сварки отклонение от соосности может возрастать более чем в три раза (долото № 13). Установлено, что в партии из 30 собранных изделий двадцать одно (~ 66%) удовлетворяют требованию соосности, а остальные 34% собранных изделий отправляются на доработку. Такая статистика указывает на необходимость управления процессом сборки долот на завершающих этапах.

Для определения величины тепловых деформаций на этапе сварки проведён эксперимент, методика которого изложена ниже.

1. Собираем по резьбе до упора в торец ниппель и корпус бурового алмазного долота. Производим замер взаимного

расположения соединяемых деталей. Соосность соединяемых деталей косвенно оценивается по показаниям их радиального биения с помощью специальной измерительной установки, которая состоит из плиты, магнитной стойки и индикатора часового типа с ценой деления 0,01 мм. В плите имеется посадочное отверстие, в которое устанавливается ниппель с посадкой $\varnothing 80 H6/g6$. Отклонение от соосности составляет 0,15 мм при допуске 0,25 мм.

2. Сварка соединения, которая осуществляется в несколько проходов (каждый проход – это шов). После выполнения первого шва устанавливаем деталь в горячем состоянии в приспособление и производим замер радиального биения. Оставляем изделие остывать в приспособлении, затем фиксируем изменение показания индикатора во времени.

Аналогично производим замер радиального биения после каждого шва. Результаты измерений приведены табл. 1.

Как видно из полученных результатов, тепловые деформации существенно изменяют величину радиального биения, что говорит о существенных недостатках существующей технологии сборки.

Таблица 1. Результаты измерения радиального биения алмазного долота, собранного по заводской технологии

№ шва	Радиальное биение долота в горячем состоянии, мм	Радиальное биение долота после остывания, мм
1	0,23	0,25
2	0,27	0,3
3	0,34	0,4

Поэтому необходимо управлять тепловыми деформациями, так, чтобы изменение величины радиального биения было направлено в сторону уменьшения.

Предлагается применить методику структурно упорядоченной сборки [1, 2], которая позволит установить функциональные зависимости отклонений от соосности собираемых изделий от теплового фактора. Данная методика характеризуется следующим уравнением связи:

$$P_{сб} = f(P_{эк}, S, \varphi), \quad (1)$$

где $P_{сб}$ – параметр сборки (соосность корпуса и ниппеля бурового алмазного долота), $P_{эк}$ – параметр эксплуатации (увод долота в скважине), S – структура расположения прихваток, φ – параметр упорядоченности (угловая координата места первой прихватки и начала сварки по периметру торцового соединения).

Возможность регулировки пространственного отклонения осей деталей резьбового соединения методом направленного приложения тепловых деформаций моделировалась на конечно-элементной модели, построенной с использованием программы ANSYS. Исследование модели показало, что в результате выполнения прихватки после остывания деталей корпус наклоняется относительно ниппеля в сторону прихватки (рис. 5).

Наклон корпуса, образующийся после выполнения прихватки размером $L = 6$ мм, происходит вследствие упругопластических деформаций стыка под влиянием напряжений, возникающих в зоне прихватки. К примеру, ось корпуса для РТ соединения М60 х 2 изменяет своё положение, наклоняясь в сторону прихватки на длине 150 мм, максимальные перемещения

составляют 0,2 мм, при увеличении размера прихватки $L=10$ мм перемещения корпуса составляют 0,3 мм.

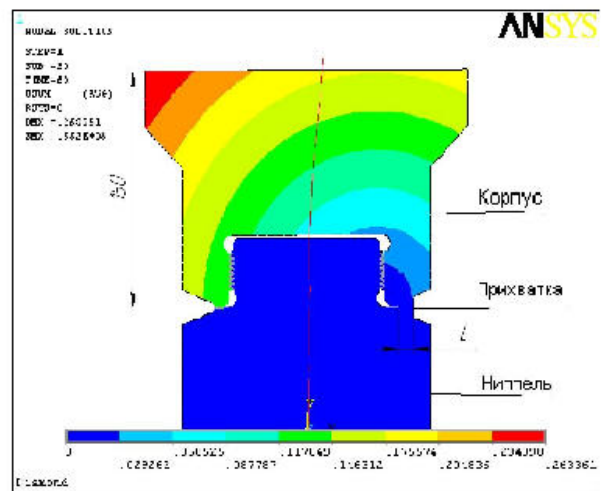


Рис. 5. Отклонение оси симметрии корпуса относительно ниппеля после выполнения прихватки

Эксперименты показали, что сразу после выполнения прихватки возникает отклонение оси корпуса в направлении, противоположном месту прихватки, обусловленное локальным тепловым расширением материалов соединяемых деталей в нагретой зоне. При снижении температуры корпус начинает отклоняться в противоположном направлении, а после остывания корпус смещается в сторону прихватки.

Поскольку тепловые деформации в соединении всегда направляют свой вектор в сторону прихватки, это свойство было использовано для коррекции взаимного положения осей соединяемых деталей. При этом выбираются такие местоположения прихваток по периметру разделки кромок соединения, которые вызывают «желательные» отклонения корпуса,

компенсирующие смещения осей соединяемых деталей, полученные на предыдущих переходах. С каждой новой выполненной таким образом прихваткой осуществляется последовательное сближение осей ниппеля и корпуса. Таким образом, в процессе достижения требуемой соосности соединяемых деталей при выполнении сварки формируется определенная, индивидуальная для каждого собираемого изделия структура S местоположения прихваток. Эта структура является упорядоченной, поскольку местоположение каждой последующей прихватки определяется после оценки достигнутого эффекта при выполнении предшествующей прихватки.

С учётом вышесказанного новая запатентованная технология структурно упорядоченной сборки бурового алмазного долота содержит следующие этапы.

На этапе выполнения прихваток по периметру определяют участок с максимальным радиальным биением и диаметрально противоположно ему делают метку. Далее на месте установленной метки выполняют первую прихватку. Этот технологический приём изменяет величину и направление результирующего вектора упругопластической деформации соединения таким образом, что ось симметрии корпуса смещается в сторону оси симметрии ниппеля, обеспечивая соосность соединения. После выполнения первой прихватки повторяют измерение радиального биения сопрягаемых деталей и находят местоположение второй прихватки.

Эти технологические приёмы повторяются и для третьей прихватки.

При сварке корпуса с ниппелем долота по окружности стыка выполняются следующие этапы. Измеряется радиальное биение корпуса после выполнения третьей прихватки и определяется зона максимального радиального отклонения. Диаметрально противоположно этой зоне ставят метку № 1, обозначающую место начала сварного шва. Направление обхода периметра стыка выбирается с учётом значения радиальных биения соседних лопастей: из соседних значений выбирается максимальное отклонение, и диаметрально противоположно ему ставится метка № 2. Направление обхода сварки осуществляется из метки № 1 в сторону метки № 2. Таким образом, отклонение от соосности на окончательном переходе достигается методом регулировки.

В табл. 2 представлены результаты по точности взаимного расположения деталей бурового алмазного долота (при допуске, равном 0,25 мм), собранного и сваренного согласно новой методике структурно упорядоченной сборки.

По полученным численным результатам можно сделать вывод, что данный процесс управляемый, а предлагаемая технология сборки под сварку позволяет в несколько раз повысить точность взаимного расположения собираемых и свариваемых деталей бурового алмазного долота.

Таблица 2. Результаты измерения радиального биения алмазного долота, собранного по новой технологии

№ шва	Радиальное биение долота в горячем состоянии, мм	Радиальное биение долота после остывания, мм
1	0,18	0,15
2	0,17	0,14
3	0,12	0,09

По результатам проведённых исследований можно сделать следующие выводы:

1. Тепловые деформации, возникающие в резьбовом соединении корпуса и ниппеля бурового алмазного долота во время прихваток и сварки, существенно влияют на точность взаимного расположения соединяемых деталей.
2. Существующая технология сборки под сварку имеет ряд существенных недостатков, главный из которых – неучёт влияния тепловых деформаций на этапе сварки и сборки под сварку.
3. Предлагаемая запатентованная технология структурно упорядоченной сборки под сварку резьбовых соединений деталей буровых алмазных долот позволяет обеспечить высокую точность взаимного расположения двух соединяемых деталей с учётом тепловых деформаций без ужесточения к требованию точности на этапе технологии механической обработки отдельных деталей изделия. Полученные результаты по точности взаимного расположения после сварки основных деталей алмазного бурового долота в несколько раз лучше, чем результаты, получаемые при существующей заводской технологии.
4. Технология структурно упорядоченной сборки под сварку также применима и для других изделий, конструкции которых включают свариваемые резьбовые соединения.

Тематика работы входит в состав научно-исследовательских работ, проводимых в рамках тематического плана СамГТУ по заданию Федерального агентства по образованию на 2006-2009 годы по теме «Разработка теоретических основ структурно упорядоченной сборки тяжелоагруженных изделий машиностроения», номер государственной регистрации НИР 01.2.006 06882.

Библиографический список

1. Журавлев, А. Н. Упорядоченная сборка двухрядных роликовых опор [Текст] / А. Н. Журавлев // Сборка в машиностроении, приборостроении. – 2004. – № 10. – С. 14-18.
2. Журавлев, А. Н. Влияние структурного фактора упорядоченной сборки на динамические параметры роликовых опор [Текст] / А. Н. Журавлев // Тяжелое машиностроение. – 2006. – № 2. – С. 25-27.

References

1. Zhuravlyov, A. N. Ordered assembly of two-row roller bearings / A. N. Zhuravlyov // Assembling in mechanical engineering and instrument engineering. – 2004. – No. 10. – PP. 14-18.
2. Zhuravlyov, A. N. Effect of ordered assembly factor on dynamic parameters of roller bearings / A. N. Zhuravlyov // Heavy engineering. – 2006. – No. 2. – PP. 25-27.

EFFECT OF THERMAL DEFORMATIONS ON THE QUALITY OF ASSEMBLY IN WELDING THREAD JOINTS

© 2010 A. N. Zhuravlyov, M. A. Borisov

Samara State Technical University

The paper deals with the effect of thermal deformations on the quality of the thread joint being welded. Structurally – ordered assembly in welding thread joints has been developed.

Thread joint, structurally-ordered assembly, diamond rock bit, welding, alignment.

Информация об авторах

Журавлев Андрей Николаевич, кандидат технических наук, докторант кафедры «Технология машиностроения» Самарского государственного технического университета, zan.samgtu@mail.ru. Область научных интересов: сборка тяжело нагруженных изделий машиностроения.

Борисов Михаил Анатольевич, аспирант кафедры «Технология машиностроения» Самарского государственного технического университета, zan.samgtu@mail.ru. Область научных интересов: сборка тяжело нагруженных изделий машиностроения.

Zhuravlyov Andrey Nikolayevitch, candidate of technical science, working for doctor's degree at the department "Technology of mechanical engineering", Samara State Technical University, zan.samgtu@mail.ru. Area of research: assembling heavy-loaded engineering products.

Borisov Mikhail Anatolyevitch, post-graduate student of the department "Technology of mechanical engineering", Samara State Technical University, zan.samgtu@mail.ru. Area of research: assembling heavy-loaded engineering products.

ДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ И ОПТИМИЗАЦИЯ МЕХАНИЗМА УПРАВЛЕНИЯ СОПЛОМ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2010 Б. Б. Косенок

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Приведён анализ кинематических и динамических параметров механизма управления сопла турбореактивного двигателя и алгоритм оптимизации кинематической схемы движения створок сопла.

Сопло турбореактивного двигателя, кинематика, динамика, оптимизация параметров.

Сопло турбореактивного двигателя служит для увеличения динамического импульса газового потока на выходе из двигателя и согласования режима работы турбины и компрессора. Современные выходные устройства должны обеспечивать отклонение выходной струи вплоть до изменения направления ее движения на противоположное. Без математического моделирования было бы непросто проследить кинематику всех движущихся частей сопла. Поэтому для моделирования кинематики и динамики механизма управления сопла является актуальным использование современных программных пакетов.

В данной статье рассмотрен анализ кинематики и динамики механизма управления сопла с использованием программного пакета КДАМ (кинематический и динамический анализ механизмов), разрабатываемого автором на кафедре ОКМ СГАУ, и проверка методик на экспериментальной установке, а также проведённая в КДАМе оптимизация параметров механизма управления сопла с целью снижения нагрузок на гидропривод.

В качестве примера было рассмотрено сопло двигателя ТРДДФ Д-30Ф6, созданного Пермским ОАО "Авиадвигатель". Сопло имеет схему сверхзвукового сопла эжекторного типа со свободноподвешенными флюгерными створками наружного сопла (трехстворчатое сопло) (рис. 1).



Рис. 1. Конструкция сопла

Внутреннее сопло, состоящее из двух рядов створок, образует либо сужающийся тракт, либо сужающе-расширяющийся конический тракт типа сопла Лавала. В разрыве контура расположены внутренняя обечайка, которая образует либо цилиндрический тракт эжектора за критическим сечением, с подачей вторичного воздуха подпитки в разрыв контура, либо расширяющийся конический тракт, служащий продолжением расширяющегося тракта внутреннего сопла второго ряда створок. Наружные створки, служащие для плавного сопряжения с обводами хвостовой части мотогондолы, самоустанавливаются в зависимости от результирующего момента аэродинамических сил давления, действующих снаружи и изнутри.

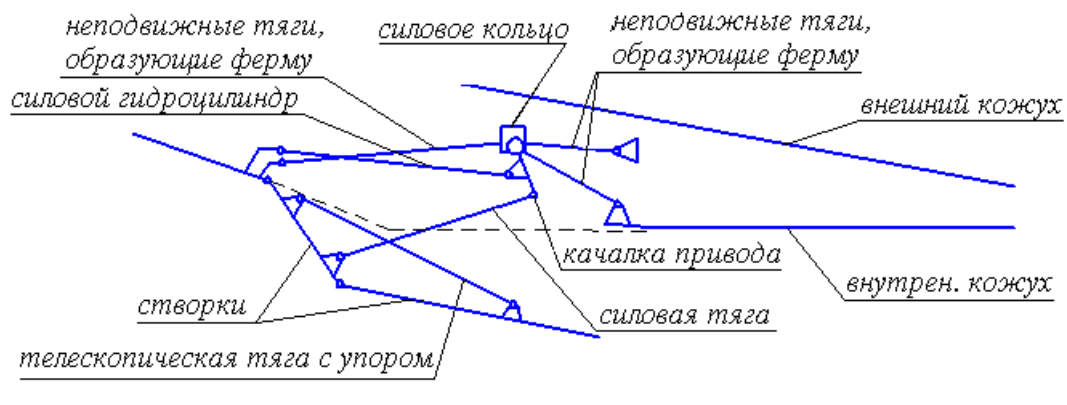


Рис. 2. Кинематическая схема механизма управления соплом

При этом строго фиксируются два крайних положения, обеспечивающих минимальную и максимальную площадь среза выходного сечения сопла. Все четыре венца выполнены по схеме «створка-проставка» и имеют 18 створок, чередующихся с таким же количеством проставок. Кинематическая схема РС ТРДДФ Д-30Ф6 (рис. 2) уникальна тем, что критическое сечение сопла может изменять не только площадь, но и положение по длине сопла. Особенностью данной схемы является также то, что сопло на отдельных режимах работает как эжекторное, а на других – как сопло Лаваля.

Это достигается за счёт того, что сверхзвуковая створка классического сопла Лаваля разделена на управляемую гидроприводом и управляемую аэродинамически. Такое разделение позволяет получать на бесфорсажном режиме эжекторное сопло с критическим сечением на срезе первого ряда сверхзвуковых створок, а на режиме форсажа, на взлёте – эжекторное сопло с критическим сечением на срезе венца сверхзвуковых створок. Разделение сверхзвуковой створки на два венца решает также задачу охлаждения сверхзвуковой створки.

Дозвуковая и первая сверхзвуковая створки управляются с помощью гидроцилиндров через качалки и силовые тяги. Качалки закрепляются шарнирно на силовом кольце, которое входит в состав жесткой силовой фермы, на которую подвешены две сверхзвуковые створки: вторая сверхзвуковая внутренняя створка на

одном шарнире, а наружная – на двух шарнирах и связующем кольце.

При выходе двигателя на взлётный режим (максимальный форсажный режим) двигатель некоторое время работает на максимальном бесфорсажном режиме (рис. 3,а). В этом режиме сопло максимально сжимается, обеспечивая минимальную критическую площадь. При этом возрастает степень расширения, что ведёт к увеличению скорости истечения газа и, следовательно, к росту тяги двигателя. Сопло принимает форму сопла Лаваля. Угол раскрытия дозвуковых створок α доходит до 40° , угол раскрытия сверхзвуковых створок θ лежит в диапазоне $0,5...2^\circ$. Выходная площадь сопла в $1,03...1,1$ раза больше критической.

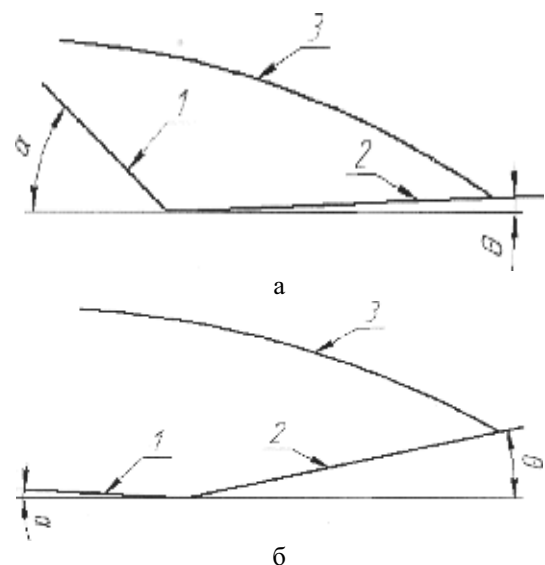


Рис. 3. Положения створок сопла на различных режимах работы двигателя:
 а – максимальный бесфорсажный режим;
 б – максимальный форсажный режим;
 1 – дозвуковые створки; 2 – сверхзвуковые створки;
 3 – наружные створки

Затем происходит включение форсажной камеры и переход на максимальный форсажный режим (рис. 3,б). При этом параметры газового потока быстро возрастают, и сопло раскрывается, обеспечивая максимальную пропускную способность. По сравнению с бесфорсажным режимом критическая площадь увеличивается примерно в 1,5 раза, а площадь среза сопла ещё больше.

Сопло остаётся соплом Лавалья, но его форма сильно меняется. Угол раскрытия дозвуковых створок α падает до 3° , угол раскрытия сверхзвуковых створок θ лежит в диапазоне $9...12^\circ$. В целом режим регулирования сечения сопла достаточно сложен, и кроме указанных режимов возможно большое количество промежуточных режимов, на которых створки занимают различные положения.

Для проведения кинематического и динамического анализа в программном пакете КДАМ с использованием метода модульного векторного моделирования [1] была создана векторная модель механизма управления соплом (рис. 4). Параметрическая формула векторной модели приведена на рис. 5.

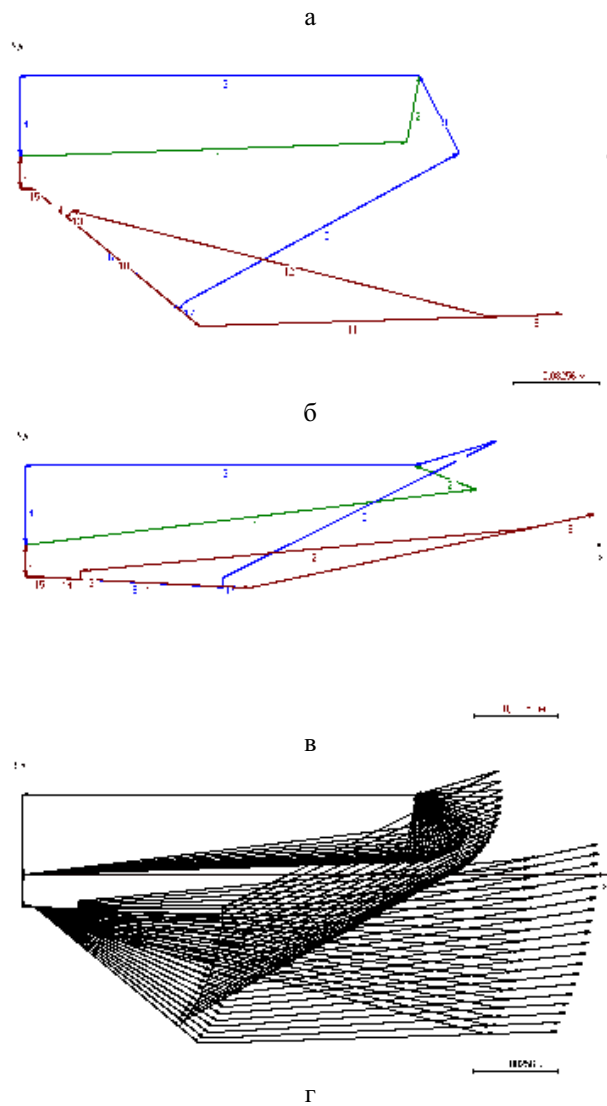


Рис. 4. Внешний вид интерфейса программы КДАМ и векторная модель механизма управления створками сопла:

- а – внешний вид интерфейса КДАМ;
- б – векторная модель на режиме «максимал»;
- в – векторная модель на режиме «форсаж»;
- г – планы положений створок сопла

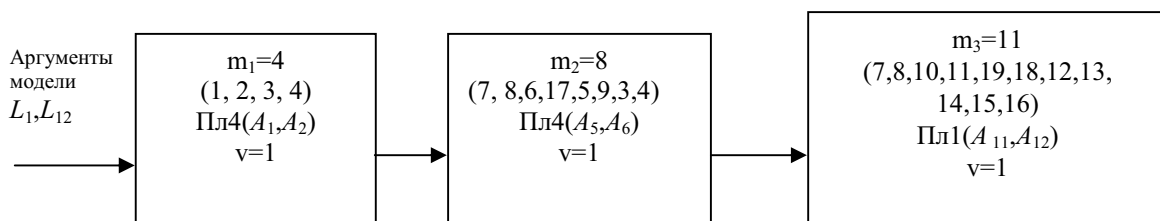
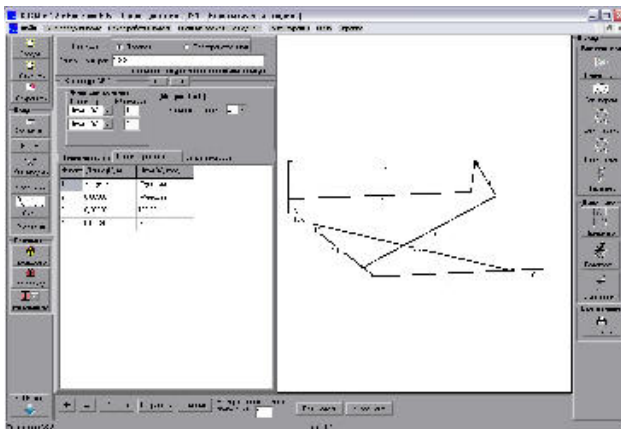


Рис. 5. Параметрическая формула векторной модели механизма управления соплом

Связи углов векторов имеют вид:

$$A_{17}=A_6+90^\circ; A_9=A_2+38^\circ; A_{10}=A_6+0^\circ; A_{13}=A_6-90^\circ; A_{14}=A_6+180^\circ; A_{19}=A_{11}+0^\circ; A_{18}=A_{11}+180^\circ.$$

С помощью экспериментальной установки (рис. 6), имеющейся на кафедре КиПДЛА СГАУ был проведен эксперимент с целью определения усилий на внешней кромке сверхзвуковой створки сопла.



а



б



в



г

Рис. 6. Внешний вид экспериментальной установки: а – ручной гидропривод; б, в, г – виды на динамометр, закреплённый на внешней кромке сверхзвуковой створки

Установка состоит из отделенного от двигателя и препарированного сопла, установленного в монтажной раме, ручного гидропривода, необходимого для нагнетания рабочей жидкости в приводы створок, и динамометра, закрепленного на основании неподвижной сверхзвуковой створки сопла, а второй точкой опоры – на внешней кромке подвижной сверхзвуковой створки сопла.

В ходе проведения эксперимента было произведено четыре замера и получены значения давления в манометре гидропривода и усилия на внешней кромке сверхзвуковой створки.

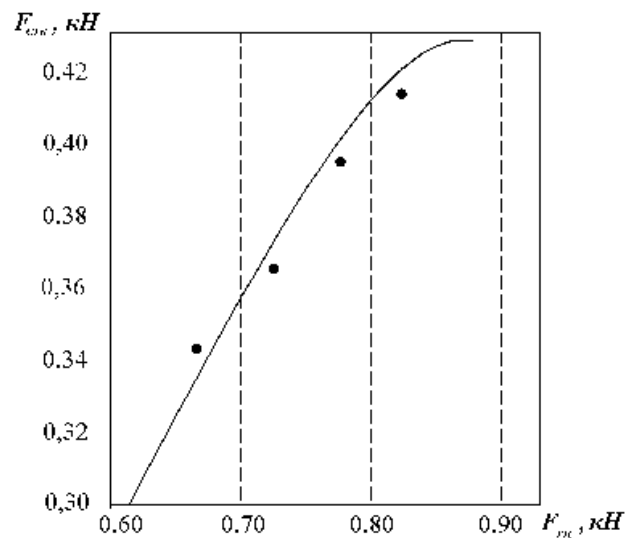


Рис. 7. Зависимость усилия на кромке сверхзвуковой створки от усилия в гидроциindre
 • – экспериментальные данные;
 — — кривая, полученная в КДАМ-е

Учитывая, что диаметр поршня равен 50 мм, пересчитаем полученные значения по формуле (1), получим значение усилия на штоке одного гидроцилиндра:

$$F_{ГЦ} = p_{гп} \frac{\pi d^2}{4}. \tag{1}$$

Показания индикатора на динамометре пересчитаем в усилия на кромке створки в соответствии с тарировочной зависимостью динамометрической пружины $F_{СТВ}(\text{кН})=1,4A(\text{мм})$.

На график значений усилий, полученных в КДАМ-е (рис. 7) нанесём полученные экспериментально значения усилий.

Разница результатов эксперимента и расчёта в КДАМ-е не более 12%.

Проведём анализ кинематических параметров механизма управления створками сопла исходя из предположения, что на режиме «максимал» угол отклонения дозвуковой створки $\alpha = 40^\circ$, а угол отклонения сверхзвуковой створки $\theta = 2^\circ$.

Из газодинамического расчёта, не приведенного в данной статье из-за ограниченного объёма, получим значения усилий, действующих на створки на режиме «максимал» и на режиме «форсаж».

Усилие на пружине в телескопической тяге на режиме «форсаж» примем равное $P_{\text{ТТ}} = 1105 \text{ Н}$.

Рассчитав в КДАМ-е векторную модель с данными значениями, получим график усилий на гидроприводе (рис. 8).

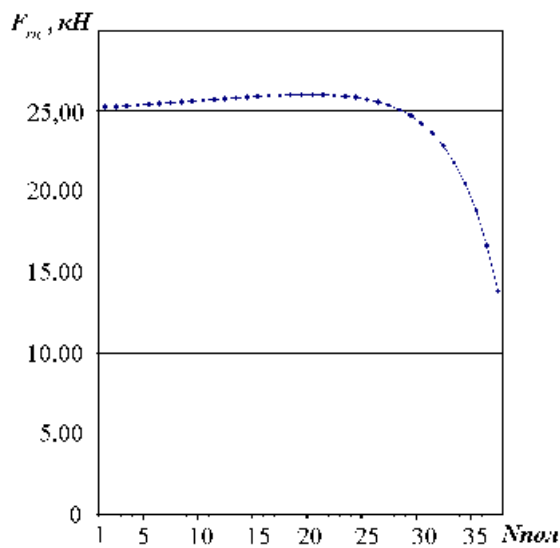


Рис. 8. Усилия на гидроприводе исходного механизма управления соплом, полученные в КДАМ-е на всём диапазоне работы сопла

По графику видно, что полученные значения сильно отличаются на всём диапазоне работы сопла.

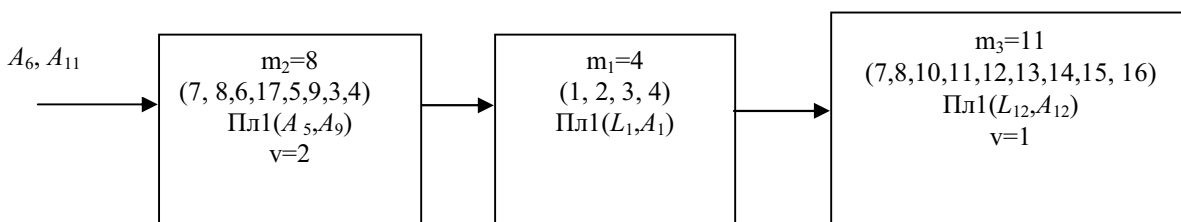


Рис. 9. Параметрическая формула векторной модели

Синтез кинематических параметров механизма управления створками сопла будем проводить, подбирая три параметра векторов, а именно: длину вектора 6 — L_6 (или длину силовой тяги) и длин 2-го и 9-го векторов — L_2, L_9 (то есть, длины плеч качалки гидропривода), исходя из критерия, что усилие на штоке гидропривода не должно превышать 23 кН, то есть чтобы проводимые расчёты дали возможность получить снижение максимальных усилий хотя бы как минимум на 10%.

Кроме того, для режима «максимал» принимаем следующие значения:

угол раскрытия дозвуковых створок $\alpha = 40^\circ$, угол раскрытия сверхзвуковых створок $\theta = 2^\circ$.

Для режима «форсаж» принимаем значения:

угол раскрытия дозвуковых створок $\alpha = 3^\circ$, угол раскрытия сверхзвуковых створок $\theta = 12^\circ$, усилия на створках и телескоп. тяги: $P_{\text{Г дозв}} = 15963,5 \text{ Н}$, $P_{\text{Г сверхзв}} = 12336,01 \text{ Н}$, $P_{\text{ТТ}} = 1105 \text{ Н}$.

Произведём соответствующие изменения в векторной модели рис. 4, а именно, изменим порядок следования контуров с 1-2-3 на 2-1-3, а также изменяемыми параметрами модели сделаем угол отклонения вектора 6 (A_6) и угол отклонения вектора 11 (A_{11}). Получим векторную модель с новой параметрической формулой на рис. 9. Сама векторная модель механизма управления соплом, предназначенная для синтеза кинематических параметров, приведена на рис. 10.

Связи углов векторов имеют вид:

$$A_{17} = A_6 + 90^\circ; A_2 = A_9 - 27^\circ; A_{10} = A_6 + 0^\circ;$$

$$A_{13} = A_6 - 90^\circ; A_{14} = A_6 + 180^\circ.$$

Рассчитав данную векторную модель с использованием блока параметрического синтеза в КДАМ-е, получим значения трёх варьируемых параметров: длину вектора 6 (длины силовой тяги) и длины 2-го и 9-го векторов (длины плеч качалки гидропривода), при этом значения усилия на штоке гидропривода не должны превышать 23 кН.

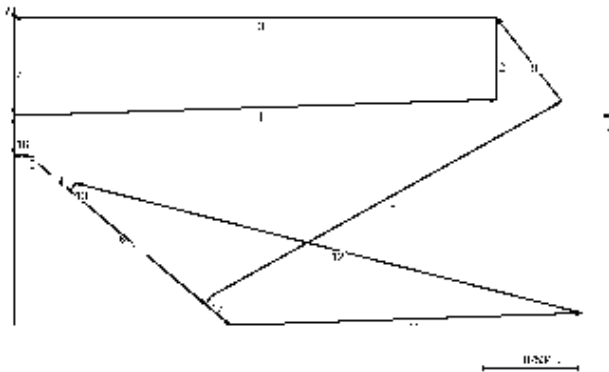


Рис. 10. Векторная модель механизма, предназначенная для синтеза кинематических параметров

Были получены следующие значения – длина 5-го вектора $L_5=0,267$ м, длина 9-го вектора $L_9=0,053$ м и длина 2-го вектора $L_2=0,0635$ м. Сравнительный график значений усилий на гидроприводе приведен на рис. 11.

Таким образом, даже простейший автоматизированный параметрический синтез параметров механизма створок сопла

позволил как минимум на 10 % снизить максимальное усилие на гидроприводе по сравнению с изначальными параметрами механизма.

Проведение параметрического синтеза кинематических параметров ещё на стадии эскизного проектирования позволит не только снизить энергетические затраты на управление соплом, но и увеличить надёжность двигателя.

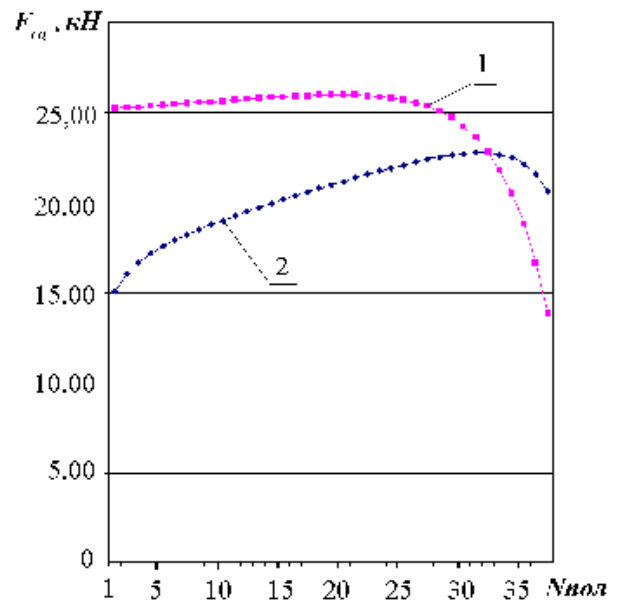


Рис. 11. Усилия на гидроприводе:
1 – исходного механизма;
2 – оптимизированного механизма

Библиографический список

1. Семёнов, Б. П. Модульное моделирование механизмов [Текст] / Б. П. Семёнов, Тихонов А. Н., Косенок Б. Б. – Самара: СГАУ, 1996.

References

2. Semyonov, B. P. Modular modelling of mechanisms / B. P. Semyonov, A. N. Tikhonov, B. B. Kosenok. – Samara: SSAU, 1996.

DYNAMIC ANALYSIS AND OPTIMIZATION OF TURBOJET ENGINE NOZZLE CONTROL MECHANISM

© 2010 B. B. Kosenok

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The paper presents the analysis of kinematic and dynamic parameters of the mechanism of turbojet engine nozzle control, as well as an algorithm of optimization of the kinematic pattern of nozzle shutter motion.

Turbojet engine nozzle, kinematics, dynamics, optimization of parameters.

Информация об авторах

Косенок Борис Борисович, кандидат технических наук, доцент, докторант кафедры «Основы конструирования машин», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), borkos@yandex.ru. Область научных интересов: методы исследования и композиция механизмов.

Kosenok Boris Borisovitch, candidate of technical science, associate professor, working for the doctor's degree at the department "Foundations of machine designing", Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), borkos@yandex.ru. Area of research: methods of research and composition of mechanisms.

ББК Ц 90

ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СИСТЕМА ЭКСПРЕСС-ОЦЕНКИ ВЗРЫВООПАСНЫХ ОБЪЕКТОВ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ ПОСЛЕ ПОРАЖАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

© 2010 Н. Н. Кузьмин, В. В. Ильин

Пермский военный институт внутренних войск МВД РФ

Рассматриваются принципы построения, структура и основные решаемые задачи системы экспресс-оценки технического состояния взрывоопасных объектов военной техники после поражающих воздействий противника. Предлагаемая инструментальная система оперативной диагностики повышает эффективность режима технического обслуживания вооружения и может стать дополнительным элементом безопасности при обращении с химически, взрыво- и пожароопасными изделиями.

Инструментальная система, взрывоопасный объект, осколочное воздействие, оценка технического состояния, оперативная диагностика.

Задача оценки состояния объектов военной техники (ОВТ), подвергшихся поражающим воздействиям, имеет важное значение. Существует вероятность различных нерегламентированных, в том числе и пулесколочных, воздействий на ядерные, химически, взрыво- и пожароопасные объекты. После таких воздействий главной задачей является определение факта повреждения опасных частей ОВТ (боевые части, ракетные двигатели, топливные баки и т.д.) для принятия дальнейших мер, направленных на исключение аварийного взрыва (срабатывания). Кроме того, при ведении боевых действий успех решения задач технического обеспечения войск при поражающих воздействиях противника будет зависеть от возможностей в минимальные сроки организовать диагностику повреждённых ОВТ и восстановительный ремонт. В этой связи методы инструментального диагностирования повреждённых ОВТ (изделий), обеспечивающие минимизацию времени, необходимого для проведения их восстановительного ремонта, приобретают первостепенное значение.

Главной задачей инструментальной системы экспресс-оценки ОВТ (в дальнейшем система), подвергшихся повреждающим воздействиям, является первичная оценка принадлежности ОВТ к одному из установленных состояний (категорирование), определяющих

дальнейший порядок и очерёдность работ с ними.

Если для оценки воздействия на ОВТ ударной волны и пожаров используются достаточно разработанные и простые датчики температур, давлений и перегрузок, то для оценки осколочного воздействия необходима более сложная инструментальная система.

При применении технических средств для выявления повреждённых ОВТ необходимо учитывать ограничения, обусловленные требованиями безопасности. К основным из них следует отнести запрет на размещение в составе взрывоопасных ОВТ (например, управляемые авиационные ракеты) постоянно действующего источника тока, а также электрических элементов, находящихся под напряжением. Указанные ограничения не позволяют размещать систему и её компоненты в составе конструкции ОВТ. Поэтому единственным способом технической реализации рассматриваемой системы является её расположение на некотором безопасном удалении от изделия (например, в средстве его хранения или транспортировки) с обеспечением полного исключения электрических взаимодействий. Поскольку при таком решении непосредственный контроль работоспособности изделия в процессе его технической диагностики невозможен, то главным методом оценки его состояния является вероятностный подход к определению фактов повреждений по

данным регистрации параметров поражающих элементов (ПЭ). Имеющиеся в настоящее время способы расчета параметров поражающих осколков по измеренным значениям их скоростей и площадей пробоев позволяют оценивать их поражающую способность (пробивное действие), необходимую для вероятностной оценки повреждений изделия и делают возможной техническую реализацию рассматриваемой системы.

Методика определения вероятности пробития поражающим элементом (ПЭ) корпуса изделия заданной толщины использует случайные величины массы осколка и его коэффициента формы по результатам измерения параметров осколочного воздействия: измеренных датчиками системы значений площади пробития $S_{пр}$ и скорости ПЭ V_0 . Она основана на численных методах вычисления вероятности и опирается на положения теории пластических деформаций, согласно которой удельная энергия деформации преграды E_1 определяется только прочностными характеристиками материала преграды, а её пробитие главным образом зависит от кинетической энергии ПЭ массой q_0 и отношения толщины преграды h к характерному размеру осколка [1]:

$$E_1 = \frac{E}{V} = const,$$

где E – энергия, затраченная на деформацию материала преграды, V – объём деформированного материала, т.е. выбитой пробки.

Условие пробития преграды будет определяться соотношением

$$E_h = \frac{q_0 V_0^2}{2 S_{пр} h} \geq E_1.$$

Таким образом, встроенная в тару или грузовой отсек транспортного средства

система датчиков повреждающих воздействий: осколков, высокой температуры (пожар), перегрузок (удар), влажности, радиации и т.д., в минимальное время с высокой вероятностью определит место и характер повреждения и поможет принять решение о виде необходимого ремонта.

В качестве примера на рис. 1 в общем виде представлен один из возможных вариантов инструментальной системы оперативной диагностики ОВТ после пулеосколочных воздействий. Указанная система включает в себя три принципиально необходимых блока.

Блок датчиков, расположенный на безопасном удалении и жёстко зафиксированный относительно корпуса ОВТ, состоит из двух экранов-датчиков координат, площадей пробоев и времени прохождения поражающего элемента между экранами.

Блок измерителя предназначен для определения массы, скорости и траектории полета поражающего элемента по данным, поступающим с блока датчиков.

Блок обработки данных и принятия решений обрабатывает поступающую с блока измерителя информацию о параметрах осколочных воздействий с помощью специального алгоритма, позволяющего определить для каждого типа ОВТ вероятности поражения его составных частей. Кроме того, по значениям полученных вероятностей поражения ОВТ блок выдает заключение о принадлежности ОВТ к одному из установленных состояний.

Источник питания обеспечивает автономную работу системы в период её функционирования.

В основу работы блока датчиков могут быть положены следующие физические принципы измерения направления полёта, скорости и массы поражающего элемента, приведённые применительно к показанной на рис. 2 возможной схеме размещения блока датчиков относительно ОВТ.

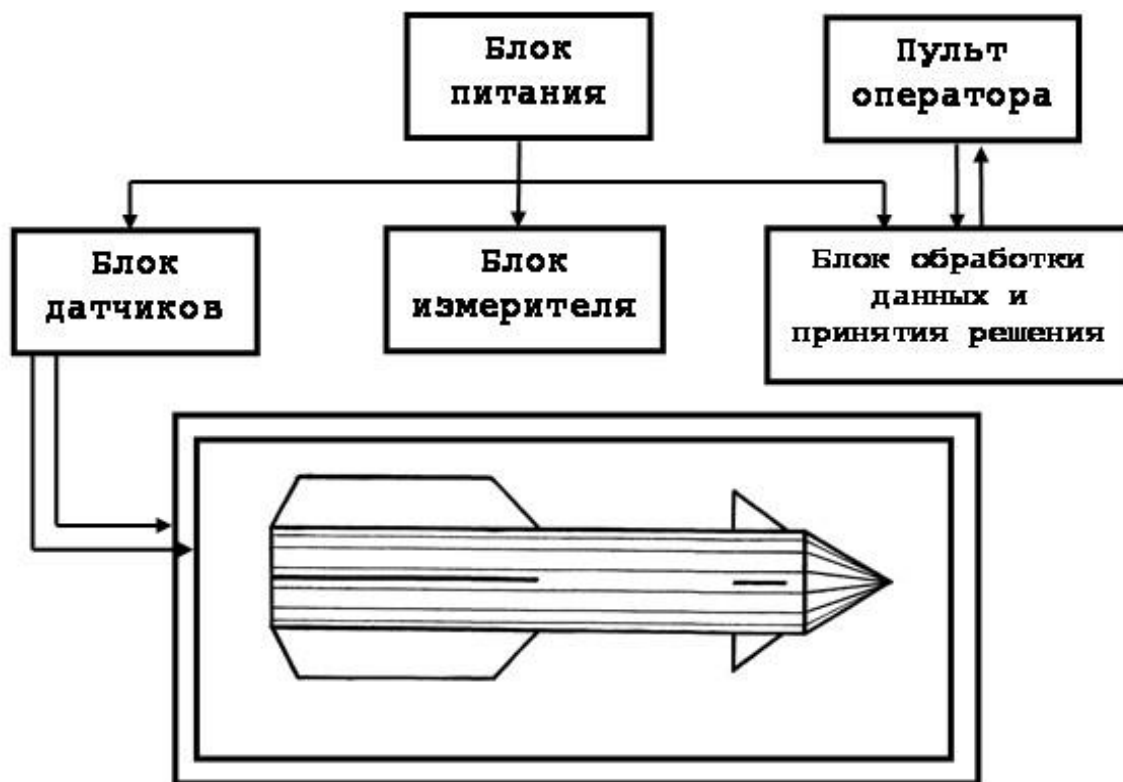


Рис. 1. Вариант инструментальной системы оперативной диагностики ОВТ после пулеосколочных воздействий

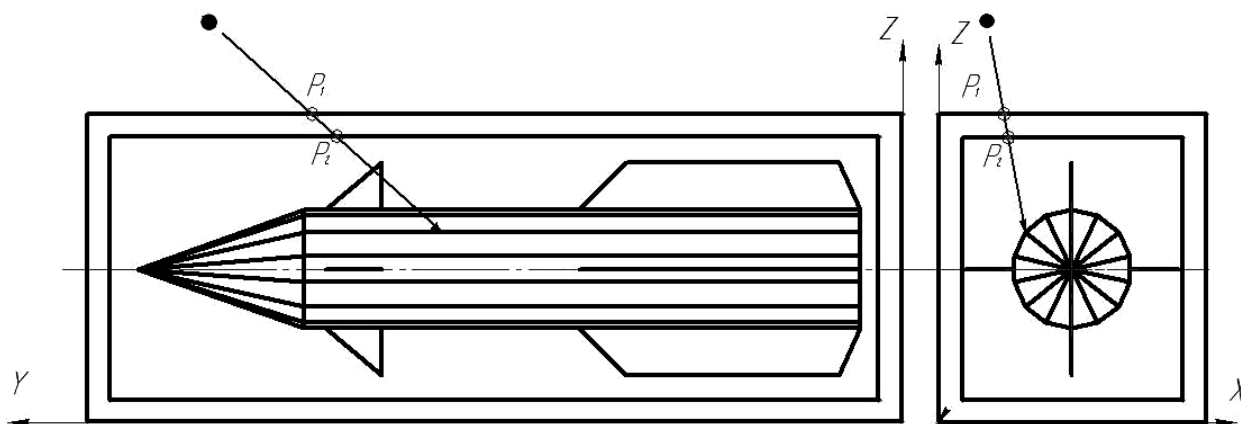


Рис. 2. Представление траектории осколка в виде луча, пересекающего экраны-датчики системы и грани-поверхности ОВТ

Для определения скорости ПЭ, его массы, а также направления траектории полёта необходимо зафиксировать во времени события, связанные с пробитием осколком (пулей) двух поверхностей, заданных в связанной с изделием базовой системе координат $(O X Y Z)$. Определяется направление траектории полёта поражающего элемента по координатам «центров масс» P_1 и P_2 двух оставленных им на поверхностях датчиков пробоин:

$$\frac{x - x_{P_1}}{x_{P_2} - x_{P_1}} = \frac{y - y_{P_1}}{y_{P_2} - y_{P_1}} = \frac{z - z_{P_1}}{z_{P_2} - z_{P_1}}.$$

Расстояние между точками P_1 и P_2 :

$$d = \sqrt{(x_{P_2} - x_{P_1})^2 + (y_{P_2} - y_{P_1})^2 + (z_{P_2} - z_{P_1})^2}.$$

Отсюда, если промежуток времени, затрачиваемый осколком на преодоление расстояния d , равен $\Delta t = t_2 - t_1$, где t_1 и t_2 соответственно время пробития первой и второй поверхности, то скорость осколка равна

$$V = d / \Delta t .$$

Масса осколка находится из следующей зависимости [1, 2]:

$$q = \sqrt{\frac{S_m^3 \cdot \rho_o^2}{K_\phi^3}},$$

где q , г – масса ПЭ; S_m , см² – средняя площадь мишени ПЭ; ρ_o , г/см³ – плотность материала ПЭ; K_ϕ – коэффициент формы ПЭ.

Основной проблемой при создании приведённой на рис. 1 инструментальной системы оперативной диагностики ОВТ является разработка математической модели и алгоритма вероятностной оценки повреждений составных частей ОВТ по данным регистрации параметров пулеосколочных воздействий и принятие по ним заключения о принадлежности ОВТ в целом к одной из установленных категорий. Проведённые предварительные расчеты и численные эксперименты [3] показали, что предложенные в системе методика и алгоритм оценки состояния ОВТ позволяют формализовать процесс распознавания технического состояния изделия в целом после поражающих воздействий, исключить субъективизм и в 1,4...7,6 раз сократить время принятия объективного решения о техническом состоянии изделий. Алгоритм позволяет с вероятностью 0.8 правильно распознавать техническое состояние ОВТ после осколочных воздействий.

Наличие инструментальной системы экспресс-оценки, встроенной в тару ОВТ, повышает значение последней во всей системе эксплуатации. Речь можно вести о новом понятии, так называемой «интеллектуальной таре», служащей не только как средство хранения, но и как средство первичной диагностики и сигнализации об опасном состоянии взрывопожароопасного изделия. Требования к качеству изготовления и материала подобной тары повышаются, что улучшит условия хранения основного изделия. Систему датчиков при соответствующей доработке можно использовать и в качестве дополнительной пожарной и охранной сигнализации.

Размещение инструментальной системы в средстве хранения

(транспортировки) (отдельно от ОВТ) целесообразно и по причине многократного его использования, поскольку достаточно ввести в вычислитель системы математический образ нового изделия. Кроме того, система датчиков при эксплуатации ОВТ в мирное время предупредит об испытанной изделием ударной или тепловой нагрузке, например, несанкционированном падении с высоты при погрузочно-разгрузочных работах или транспортировке, что особенно важно для изделий, опасных в обращении. Возможна установка подобной системы на объектах больших объёмов: крупногабаритных контейнерах, железнодорожных вагонах, складских помещениях, хранилищах, в которых хранятся или перевозятся ОВТ. При авариях и взрывах на складах боеприпасов рационально установленная система датчиков, информация с которых выводится на центральный пункт наблюдения и обрабатывается вычислителем, предупредит о масштабах и характере последствий взрывов, что значительно уменьшит вероятность людских потерь. Целесообразность установки такой системы определяется в каждом конкретном случае, исходя из её стоимости и важности решаемых задач.

Существующий последовательный характер процесса первичного категорирования подвергнутого удару ОВТ имеет длительный, трудоёмкий и неэффективный характер, построен на оценке её состояния по косвенным признакам повреждений, выявленных при внешнем осмотре. Наличие инструментальной системы экспресс-оценки позволит автоматизировать, и сократить до минимума время первичного определения технического состояния повреждённых ОВТ, обеспечить безопасность и повысить эффективность режима технического обслуживания военной техники при ведении боевых действий.

Таким образом, в системе эксплуатации вооружения и военной техники предлагаемая система может быть и элементом безопасности при обращении с химически, взрыво- и пожароопасными объектами.

Библиографический список

1. Дорофеев, А. Н. Авиационные боеприпасы [Текст] / А. Н. Дорофеев, А. П. Морозов, Р. С. Саркисян. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1978. – 445 с.
2. Ильин, В. В. Взрывные процессы при хранении рассредоточенных групп зарядов [Текст] / В. В. Ильин, А. П. Рыбаков. – Пермь: ПВИ ВВ МВД РФ, 2007. – 147 с.
3. Кузьмин, Н. Н. Оценка эффективности распознавания технического состояния изделия после пулеосколочных воздействий системой оперативной диагностики [Текст] / Н. Н. Кузьмин, В. В. Ильин, Н. А. Рыбаков // Перспективные направления развития артиллерийского вооружения, методов его эксплуатации и ремонта. Сборник статей II межвузовской научно-практической конференции / Пермь: ПВИ ВВ МВД, 2008. – С. 34-39.

References

1. Dorofeyev, A. N. Aircraft ammunition / A. N. Dorofeyev, A. P. Morozov, R. S. Sarkisyan. – Moscow: MAIA named after prof. N. Ye. Zhukovsky, 1978. – 445 p.
2. Ilyin, V. V. Blasting processes in storing dispersed groups of charges / V. V. Ilyin, A. P. Rybakov. – Perm: PMI IA MIA RF, 2007. – 147 p.
3. Kuzmin, N. N. Evaluating the effectiveness of identifying the technical condition of a product exposed to gunshot and shrapnel effects using the system of on-line diagnostics / N. N. Kuzmin, V. V. Ilyin, N. A. Rybakov // Perspectives of the development of artillery weapons, methods of its maintenance and operation. Collection of papers of the II interuniversity scientific-practical conference / Perm: PMI IA MIA RF, 2008. – P. 34-39.

TOOLING SYSTEM OF EXPRESS ASSESSMENT OF EXPLOSIVE MILITARY EQUIPMENT OBJECTS AFTER HITLING EFFECTS

© 2010 N. N. Kuzmin, V. V. Ilyin

Perm Military Institute of the Ministry of Home Affairs of the Russian Federation

The paper deals with the principles of constructing, the structure and main tasks of the system of express assessment of the state of explosive military equipment objects after the enemy's hitting effects. The proposed tooling system of on-line diagnostics increases the efficiency of armament maintenance and can be used as an additional safety component when dealing with explosive products as well as products presenting chemical or fire hazard.

Tooling system, explosive objects, shrapnel effect, technical state assessment, on-line diagnostics.

Информация об авторах

Кузьмин Николай Николаевич, преподаватель Пермского военного института внутренних войск МВД РФ, kuznik63@mail.ru. Область научных интересов: вооружение и военная техника.

Ильин Вадим Владимирович, кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры «Конструкция артиллерийского вооружения» Пермского военного института внутренних войск МВД РФ, ilin.vad@inbox.ru. Область научных интересов: вооружение и военная техника.

Kuzmin Nikolay Nikolayevitch, lecturer of the Perm Military Institute of the Ministry of Home Affairs of the Russian Federation, kuznik63@mail.ru. Area of research: armament and military equipment.

Ilyin Vadim Vladimirovitch, candidate of technical science, associate professor, professor of the department "Constructing artillery weapons", Perm Military Institute of the Ministry of Home Affairs of the Russian Federation, ilin.vad@inbox.ru. Area of research: armament and military equipment.

ВЫНУЖДЕННОЕ ЗАЖИГАНИЕ ТОПЛИВНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2010 А. М. Ланский, С. В. Лукачѐв, С. Г. Матвеев

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королѐва
(национальный исследовательский университет)

Рассмотрены особенности вынужденного зажигания топливно-воздушной смеси в камерах сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей (ГТД). Разработаны физическая и математические модели. Установлены закономерности и оценены диапазоны устойчивого воспламенения однородной и двухфазной топливно-воздушной смеси.

Воспламенение, камеры сгорания, малоразмерные газотурбинные двигатели, физическая и математические модели.

Вынужденное зажигание топливно-воздушной смеси (ТВС) в камерах сгорания является сложным многостадийным явлением, определяющимся физико-химическими процессами, протекающими в первичной зоне. В силу многообразия конструктивных схем последней и влияющих факторов исследовать рассматриваемый процесс в полной мере не представляется возможным. Поэтому, как правило, в практике изучения теории горения используется приём упрощения рассматриваемого явления и изучения отдельных составляющих его элементарных процессов. Как показывают выполненные исследования и опыт доводки запуска камер сгорания, изучение процессов вынужденного зажигания ТВС целесообразно проводить во взаимосвязи отдельных стадий явления друг с другом [1-3].

Для формирования представления о физической картине зажигания использовались данные различных исследований. Поскольку в них не встречались эксперименты с зоной обратных токов, были поставлены дополнительные эксперименты. На моделях, имитирующих первичную зону камеры сгорания (КС), проведена визуализация процесса зажигания и распространения пламени (рис. 1-3), изучено изменение времени задержки воспламенения $\tau_{зд}$ в зависимости от конструктивных и режимных параметров. Это позволило впервые качественно описать

физическую картину зажигания ТВС в камере сгорания от искрового источника.

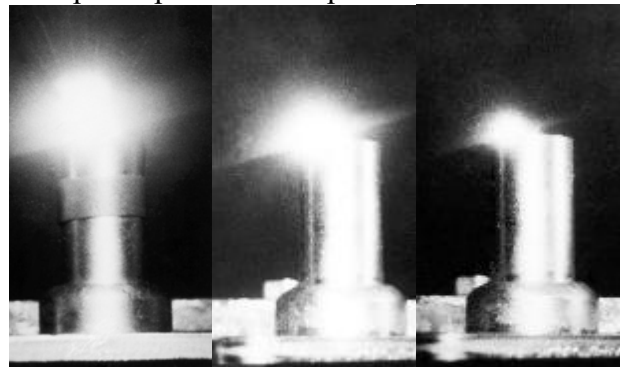
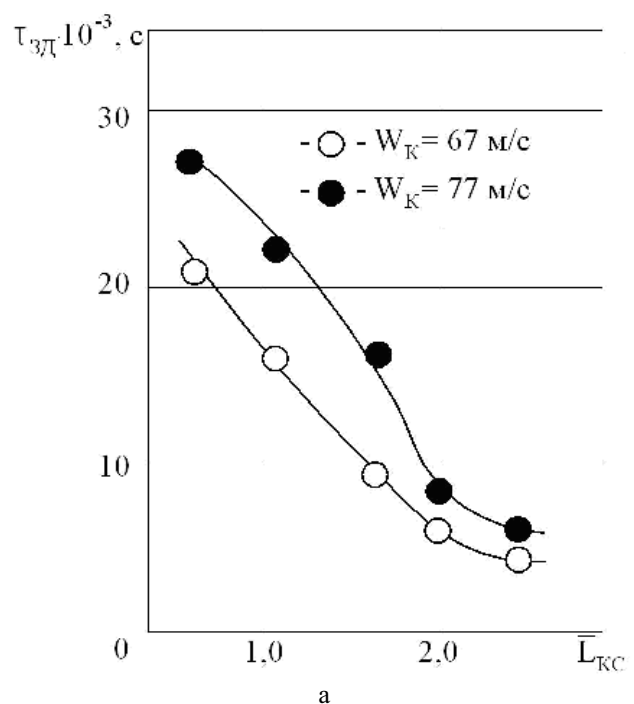


Рис. 1. Визуализация процесса формирования начального очага воспламенения у свечи зажигания в неподвижной смеси



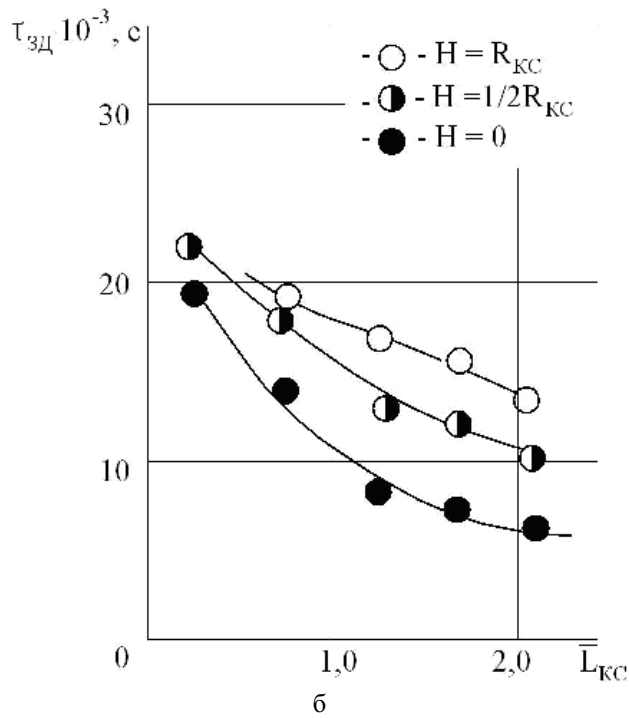


Рис. 2. Изменение времени задержки воспламенения ТВС в зависимости от режимных и конструктивных параметров

а – коэффициент избытка воздуха $\alpha_K = 0,9$;

относительная длина камеры сгорания $\bar{L}_{KC} = 1,5$;

диаметр камеры сгорания $D_{KC} = 0,056$ м; степень

загромождения сечения $\bar{B}_\Gamma = 0,4$

б – $\alpha_K = 0,9$; $\bar{B}_\Gamma = 0,4$; $D_{KC} = 0,056$ м; относительное

расстояние свечи от стабилизатора $\bar{L}_{CB} = 1,5$;

скорость потока воздуха на входе в модель $W_K = 67$ м/с

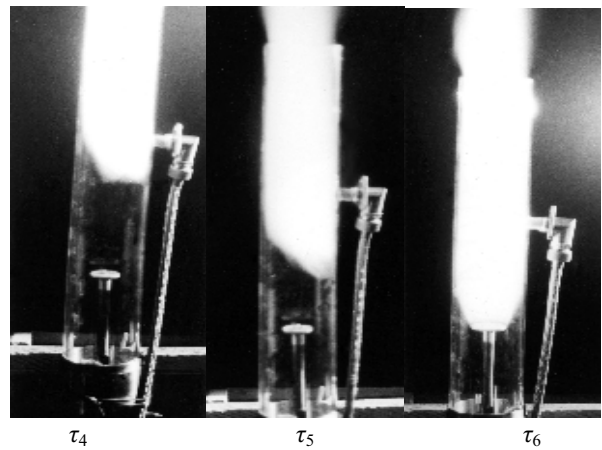
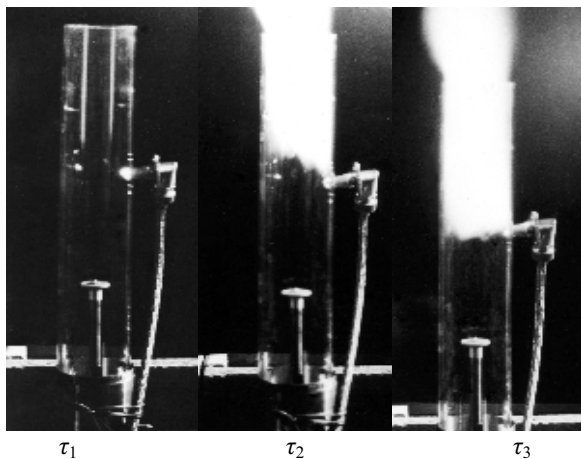


Рис. 3. Визуализация процесса воспламенения ТВС и распространения пламени в модели КС во времени $\alpha_K = 0,95$; $D_{KC} = 0,056$ м; $T_K^* = 273$ К; $\bar{B}_\Gamma = 0,2$; $W_K = 56,7$ м/с $\tau_1 < \tau_2 < \tau_3 < \tau_4 < \tau_5 < \tau_6$

Если скорость выделения тепла при горении превышает скорость его теплоотвода, то процесс развивается и пламя распространяется по объёму первичной зоны, и наоборот, если скорость выделения тепла меньше скорости теплоотвода, то он затухает.

Учитывая, что скорость тепловыделения определяется величиной коэффициента избытка воздуха вблизи свечи, размером и температурой начального очага, а скорость теплоотвода определяется местной скоростью потока и избытком топлива в зоне воспламенения ТВС, то можно записать следующее условие возникновения начального очага во временной форме:

$$\tau_{CM} \sim \tau_{XP} + K_1 \cdot \tau_{ИСП},$$

где: $\tau_{CM} = \frac{dq}{W_{CB}}$ – время турбулентного смешения,

$\tau_{XP} = \frac{b \times \exp(E/RT_\Gamma)}{\alpha_{CB} \times \rho_\Gamma}$ – время химической реакции,

$\tau_{ИСП} = \frac{D_{32}}{\beta \times \alpha_{CB}}$ – время испарения.

Однако дальнейшее развитие процесса воспламенения в первичной зоне КС определяется не только условиями в потоке топливно-воздушной смеси вблизи свечи, но и от того, будет ли вовлечено пламя в зону обратных токов. Как показали визуальные

наблюдения (рис. 3) и измерения $\tau_{зд}$, по длине КС процесс воспламенения смеси в первичной зоне заканчивается в зоне обратных токов. Причём пламя вовлекается в неё с кормовой части. Это обстоятельство наглядно свидетельствует о том, что кроме формирования устойчивого начального очага пламени необходимо обеспечить его проникновение в зону обратных токов (ЗОТ), в противном случае пламя будет сноситься по потоку. Поэтому для устойчивого развития процесса необходимо обеспечить условие передачи пламени в ЗОТ, которое, исходя из простых физических представлений, можно записать в следующем виде:

$$\frac{W_{CB}}{U_H} \leq \frac{(L_{ЗОТ} - L_{CB})}{(R_{КС} - R_{ЗОТ})}.$$

Кроме того, в зоне обратных токов должны быть созданы условия для воспламенения ТВС. Они зависят от состава смеси и интенсивности обменных процессов. Если воспользоваться подходом по аналогии с одной из общепринятых моделей стабилизации пламени, то устойчивое воспламенение смеси в ЗОТ состоится при условии, когда время пребывания $\tau_{пр}$ в ней будет больше времени воспламенения ТВС, т. е. $\tau_{хр}$. Тогда на границе воспламенения должно выполняться условие:

$$\frac{\tau_{пр}}{\tau_{хр}} = \frac{D_{ЗОТ} \times U_H^2}{W_{ЗОТ} \times a} = M_i^{ВОСП},$$

где $D_{ЗОТ}$, $W_{ЗОТ}$ – соответственно диаметр и скорость в зоне обратных токов, U_H – нормальная скорость распространения пламени, a – коэффициент температуропроводности, $M_i^{ВОСП}$ – критерий Михельсона на границе воспламенения.

Таким образом, условия воспламенения смеси в первичной зоне камеры сгорания можно записать в следующем виде:

$$\tau_{см} \sim \tau_{хр} + K_1 \cdot \tau_{исп},$$

$$\frac{W_{CB}}{U_H} \leq \frac{(L_{ЗОТ} - L_{CB})}{(R_{КС} - R_{ЗОТ})},$$

$$\frac{\tau_{пр}}{\tau_{хр}} = \frac{D_{ЗОТ} \times U_H^2}{W_{ЗОТ} \times a} = M_i^{ВОСП}.$$

Данные выражения описывают стадии процесса воспламенения в первичной зоне за стабилизатором. Если сформировать единый комплекс, описывающий весь процесс в целом, то необходимо выполнить следующие преобразования:

$$\frac{\tau_{пр} \times U_H^2}{a} = M_i^{ВОСП},$$

$$U_H = \sqrt{M_i^{ВОСП} \times \frac{a}{\tau_{пр}}}.$$

Проведя преобразования, получим следующее уравнение:

$$W_{CB} = K_2 \times \sqrt{M_i^{ВОСП} \times \frac{a}{\tau_{пр}} \times \frac{(1 - \bar{L}_{CB})}{(1 - \sqrt{B_\Gamma})}},$$

где: $K_2 = L_{ЗОТ} / R_{КС}$, $B_\Gamma = D_{СТ}^2 / D_{КС}^2$.

Используя последнее выражение, условие зажигания ТВС в первичной зоне можно представить в виде

$$\frac{d_q}{\sqrt{\frac{a}{\tau_{пр}}}} = K_3 \times (\tau_{хр} + K_1 \tau_{исп}) \times f(\bar{L}_{CB}, B_\Gamma).$$

Данная зависимость описывает условия зажигания смеси в первичной зоне камеры сгорания с учётом её конструктивных особенностей и массообменных свойств зоны обратных токов. Однако для её практического применения необходимо изучить влияние отмеченных выше факторов на границу воспламенения и их предельные значения.

Влияние местоположения источника зажигания, конструктивных и режимных параметров на воспламенение однородной и двухфазной ТВС

Воспламенение топливно-воздушной смеси и распространение пламени в первичной зоне камеры сгорания зависит от многих факторов: аэродинамической структуры течения, местоположения источника воспламенения, физико-химических свойств топлива и качества подготовки ТВС. Для упрощения рассматриваемой задачи на первом этапе исследований изучалось вынужденное зажигание однородной смеси. На рис. 4 приведены границы воспламенения однородной ТВС за плохообтекаемым телом при изменении местоположения источника зажигания ($\bar{L}_{СВ}$) и диаметра модели камеры сгорания ($D_{КС}$). При некоторой концентрации топлива они достигают максимального значения и монотонно уменьшаются при изменении состава смеси в сторону её обеднения или обогащения.

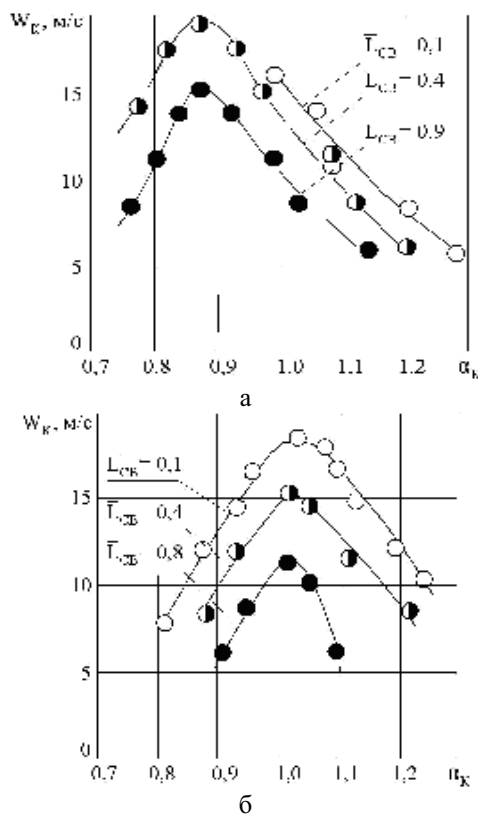


Рис. 4. Границы воспламенения однородной ТВС за плохообтекаемыми телами

а – $T_K^* = 273\text{K}$; $D_{КС} = 0,035\text{м}$; $\bar{B}_Г = 0,3$

б – $T_K^* = 273\text{K}$; $D_{КС} = 0,056\text{м}$; $\bar{B}_Г = 0,3$

Причём максимум скорости ($W_K^{ПРЕД}$) смещён в сторону избытка содержания топлива и соответствует $\alpha_K \approx 0,85...0,95$. Последнее значение совпадает, как следует из ряда работ, с оптимальным значением для турбулентной скорости распространения пламени и свидетельствует о том, что $W_K^{ПРЕД}$ определяется кинетическими факторами, т.е. скоростью химической реакции. Это обстоятельство легко объясняется с позиций тепловой теории воспламенения. Исходя из уравнения теплового баланса для возгорающего объёма, Д. А. Франк-Каменецкий получил следующее выражение:

$$\frac{1}{\tau_{зд}} = \frac{1}{\tau_{инд}} - \frac{1}{\tau_{Т0}}$$

где $\tau_{инд}$ – адиабатический период индукции – характерное время саморазогрева реагирующей смеси, определяющееся температурой и концентрациями реагентов; $\tau_{Т0}$ – характерное время теплообмена, уменьшающееся с интенсификацией теплообмена. При возрастании скорости потока характерное время теплообмена уменьшается, значение $1/\tau_{Т0}$ возрастает и при некотором значении скорости становится сравнимым с $l/\tau_{инд}$, время задержки воспламенения в этом случае стремится к бесконечности и воспламенение становится невозможным.

Характер влияния местоположения источника зажигания одинаков для различных размеров модели. С увеличением $\bar{L}_{СВ}$ (рис. 5) предельное значение скорости $W_K^{ПРЕД}$ уменьшается, а концентрационные границы по α_K сужаются. Это объясняется тем, что по мере удаления источника зажигания от фронтального устройства (стабилизатора) ухудшаются условия проникновения пламени в зону обратных токов из-за увеличивающихся потерь тепла от источника зажигания. Что касается размеров системы, то с уменьшением $D_{КС}$ предельные значения $W_K^{ПРЕД}$ и α_K^{max} при прочих равных условиях уменьшаются (рис. 5). Причём степень влияния на предельные значения скорости больше, чем на α_K^{max} . Это свидетельствует о том, что определяющим фактором в данном случае

является условие воспламенения и распространения пламени в основном потоке.

Как отмечалось ранее, в первичной зоне КС с помощью различных конструкций фронтных устройств (угловых стабилизаторов, завихрителей и т.д.) формируется аэродинамическая структура течения. Если первичный воздух закрутить с

помощью лопаточных завихрителей с различными углами установки лопаток, то реализуется ЗОТ различной интенсивности и размеров. Проведённые исследования показали, что характерной особенностью протекания границ воспламенения однородной закрученной ТВС в данном случае является незначительное влияние на них местоположения свечи (рис. 6).

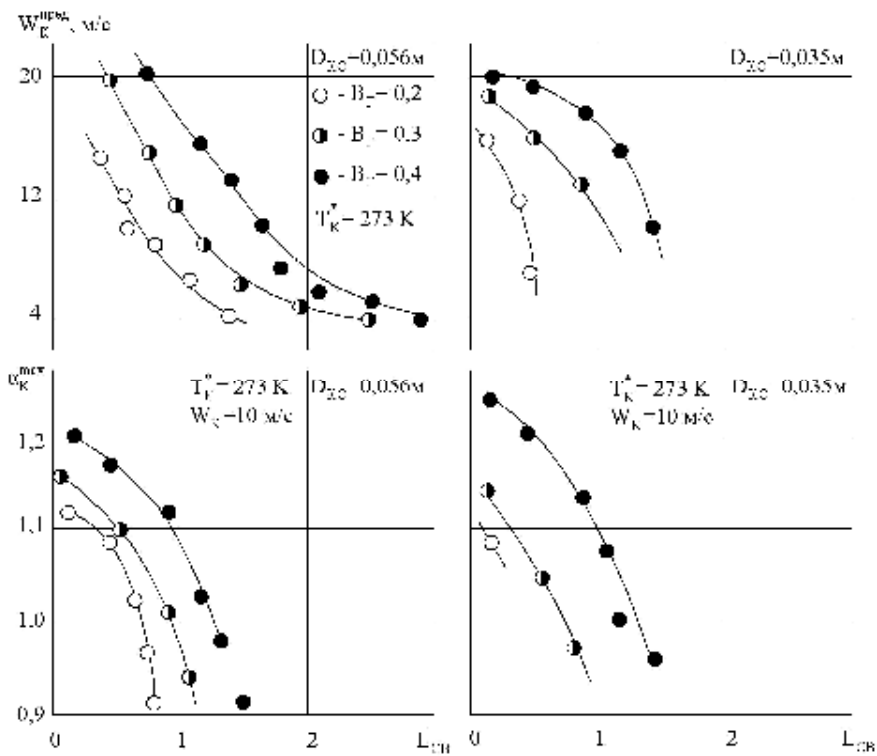


Рис. 5. Влияние местоположения источника зажигания и степени загромождения на предельные значения границ воспламенения однородной ТВС за плохообтекаемым телом ($\bar{L}_{CB} = L_{CB}/L_{КС}$)

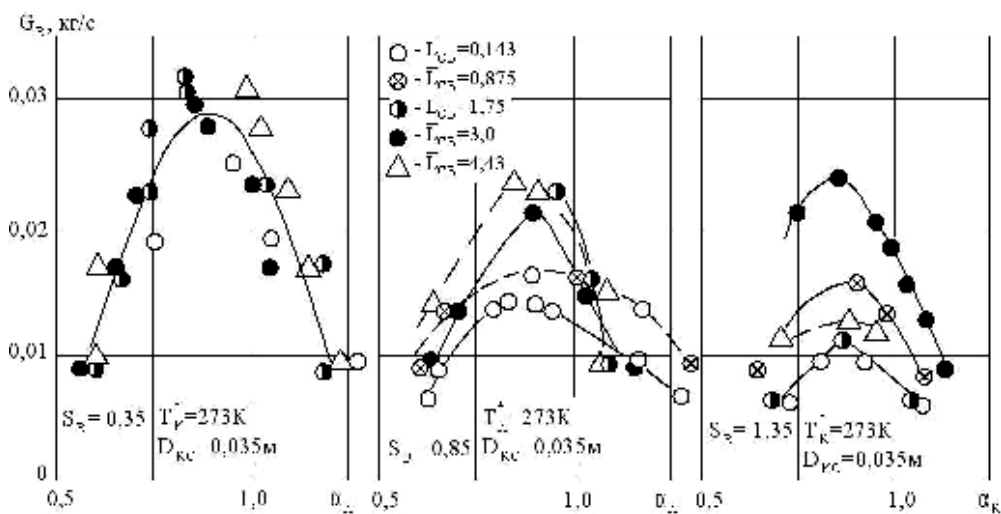


Рис. 6. Границы воспламенения однородной ТВС в закрученном потоке при изменении \bar{L}_{CB} и S_B

Причём с увеличением закрутки предельное значение расхода воздуха уменьшается, что объясняется обеднением зоны обратных токов за счёт подпитки её воздухом из окружающей смеси. Что касается влияния местоположения свечи, то $G_{В}^{ПРЕД}$ отслеживает конфигурацию ЗОТ. Чем больше интенсивность закрутки, тем меньше значение $G_{В}^{ПРЕД}$.

Как правило, при исследовании воспламенения ТВС особое внимание уделяется предельным значениям $W_{КС}^{ПРЕД}$ и $\alpha_{К}^{max}$, при которых возможно устойчивое воспламенение.

Это объясняется тем, что они характеризуют предельные возможности воспламенения ТВС, и процесс доводки пусковой характеристики КС связан с их расширением в тех или иных условиях работы. Поэтому особый интерес имеют выполняемые в этом направлении обобщения экспериментальных данных. На рис. 7,а приведены результаты обобщения предельной скорости потока $W_{КС}^{ПРЕД}$ на границе воспламенения в зависимости от положения свечи $\bar{L}_{СВ}$ при различных значениях конструктивных параметров ($D_{КС}$ и $B_{Г}$), которые характеризуют предельные возможности камеры сгорания по воспламенению:

$$W_{КС}^{ПРЕД} = f(K_{\alpha}, \bar{L}_{СВ}),$$

где $K_{\alpha} = f(\alpha_{К})$.

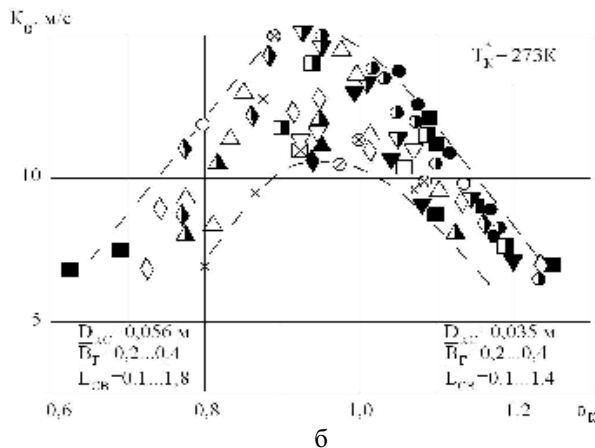
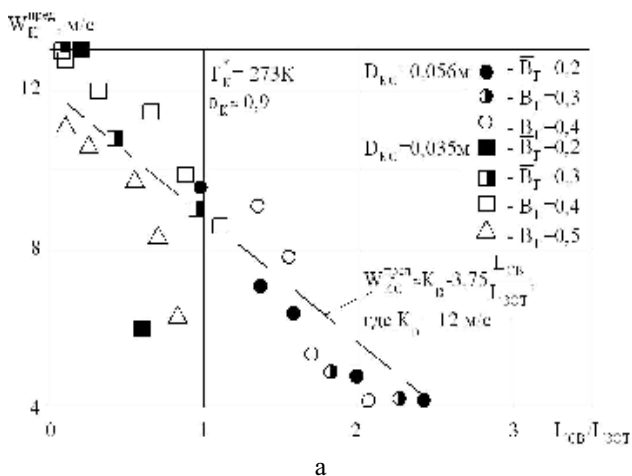


Рис. 7. Обобщение предела воспламенения однородной ТВС в моделях КС по скорости

Изменение K_{α} от состава смеси на границе воспламенения приведено на рис. 7,б. Следует отметить, что характер протекания зависимости $K_{\alpha} = f(\alpha_{К})$ подобен изменению $U_T = f(\alpha_{К})$. Как видно, при удалении источника воспламенения от фронтального устройства ($\bar{L}_{СВ} \uparrow$) предельное значение скорости, при котором происходит устойчивое воспламенение однородной ТВС, уменьшается.

Используя предположение о тепловом механизме воспламенения, эту зависимость можно представить в следующем виде:

$$\frac{K_{\alpha} - W_{КС}}{3,75 \times \bar{L}_{СВ}} \cdot \frac{E_{П}}{E_{Р}} = const.$$

Из приведённого выражения следует, что существуют определённые условия баланса между потребной и располагаемой энергией воспламенения, которые определяют $W_{КС}^{ПРЕД}$. При уменьшении располагаемой энергии ($E_{Р}$) для обеспечения воспламенения необходимо уменьшить скорость набегающего потока или увеличить турбулентную скорость распространения пламени (K_{α}) путём известных мероприятий. Кроме того, анализ зависимостей (рис. 7) показывает, что наблюдается существенный разброс экспериментальных данных, который можно объяснить тем, что при обобщении не учитывались процессы массообмена в первичной зоне.

Поэтому на основе использования известных соотношений для времени

пробытия в ЗОТ и экспериментальные данные были обобщены в следующем виде:

$$\frac{K_{\alpha} - 100 \sqrt{\frac{a}{\tau_{\text{пр}}}}}{3,75 \times L_{\text{св}}} = \text{const}.$$

Как следует из рис. 8, в данном случае экспериментальные данные обобщаются значительно лучше.

Полученный параметр $\left(-100 \sqrt{\frac{a}{\tau_{\text{пр}}}}\right)^{\text{ПРЕД}}$ по физическому смыслу представляет собой обобщенный комплекс, включающий в себя и аэродинамические показатели, и показатели состава топливно-воздушной смеси.

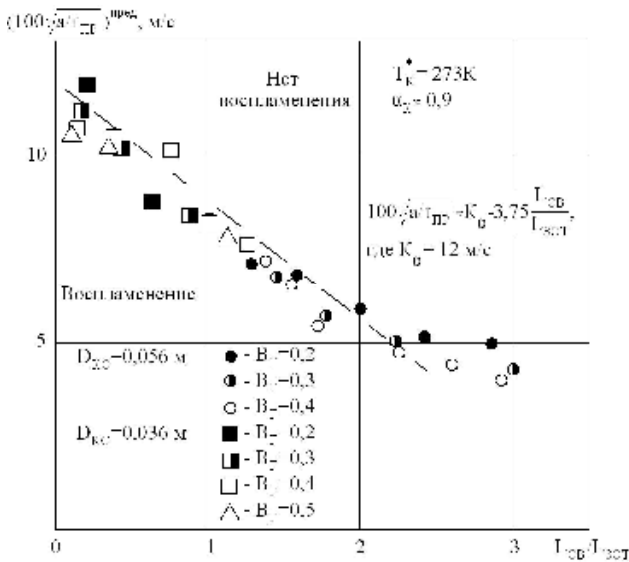


Рис. 8. Обобщение предела воспламенения однородной ТВС в моделях КС по скорости

В камерах сгорания ГТД топливо подаётся в капельно-жидком состоянии, и в объёме жаровой трубы реализуется горение двухфазных смесей. Если в общем виде сравнить воспламенение однородной и двухфазной ТВС, то в последнем случае кроме ранее рассмотренных факторов на пределы воспламенения влияют качество подготовки смеси и параметры топливного факела.

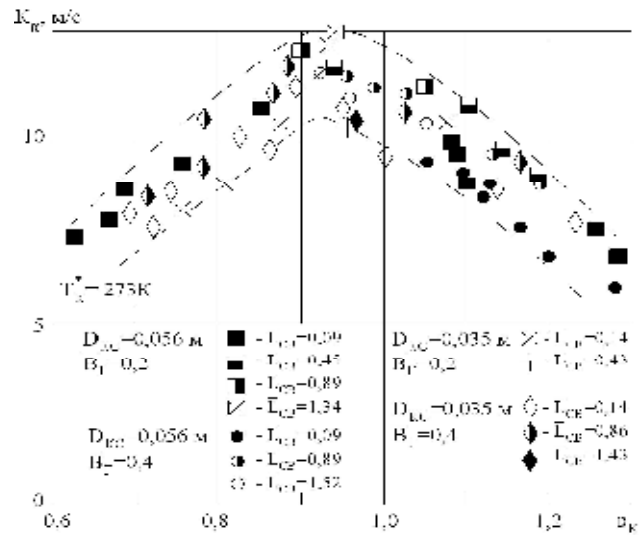
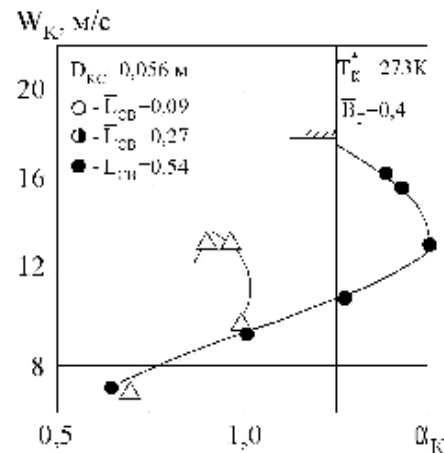


Рис. 9. Зависимость параметра K_{α} от режимных, конструктивных параметров и состава смеси

Отмеченные обстоятельства наглядно проявляются в характере протекания границ воспламенения (рис. 10, 11). Так с увеличением скорости потока воздуха на входе в модель "бедная" граница воспламенения расширяется до некоторого значения $\alpha_k = \alpha_k^{max}$ (рис. 10). Это объясняется тем, что отрицательное действие увеличения скорости воздушного потока на понижение температуры и скорости испарения в ядре искры более чем компенсируется улучшением качества подготовки ТВС и его испарением. При дальнейшем увеличении скорости диапазон по α_k сужается и при некотором значении W_K смесь не воспламеняется.



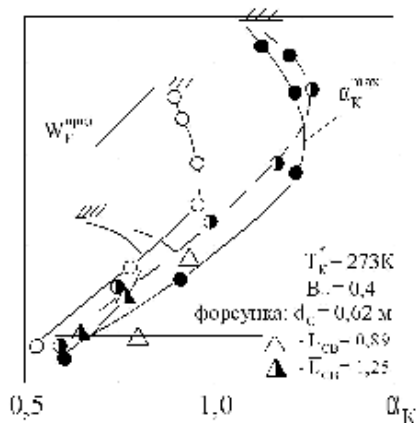


Рис. 10. Границы воспламенения двухфазной ТВС за плохообтекаемым телом при различных значениях $\bar{L}_{св}$

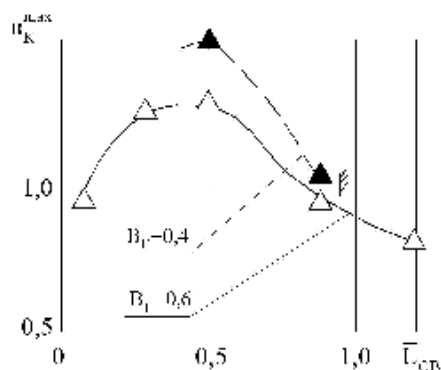


Рис. 11. Влияние местоположения источника зажигания на предельные значения границ воспламенения ТВС

Особое место при воспламенении двухфазной смеси занимает согласование местоположения источника воспламенения и угла топливного факела. Если для однородных смесей значение $W_K^{пред}$ увеличивается с уменьшением расстояния источника зажигания от фронтального устройства, то для двухфазной смеси эта зависимость имеет максимум (рис. 11). Он совпадает с таким местоположением источника зажигания, которое соответствует углу раскрытия топливного факела, попадающего на свечу. В этом случае вблизи свечи реализуется переобогащенная топливом область, способствующая улучшению воспламенения ТВС.

На рис. 12 приведено сравнение диапазонов воспламенения однородной и двухфазной ТВС. Как показывает анализ экспериментальных данных, реализуется две области: А и Б. При увеличении $\bar{L}_{св}$ от 0,1 до 0,5 наблюдается расширение границ воспламенения двухфазной смеси по сравнению с однородной.

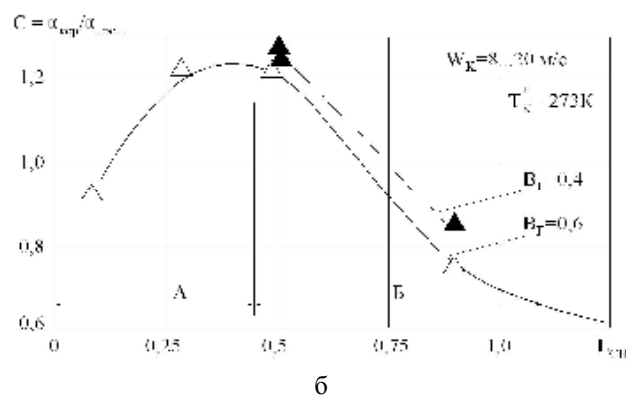
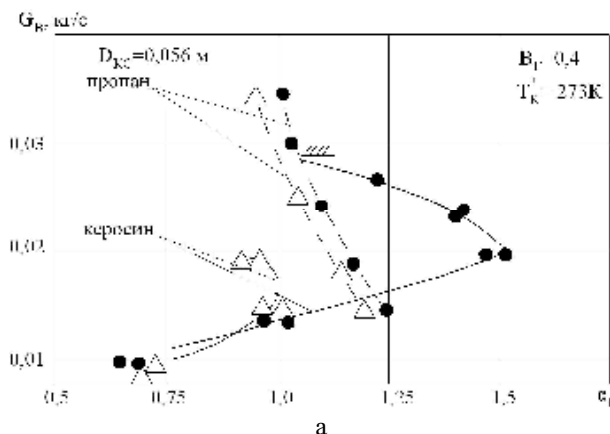
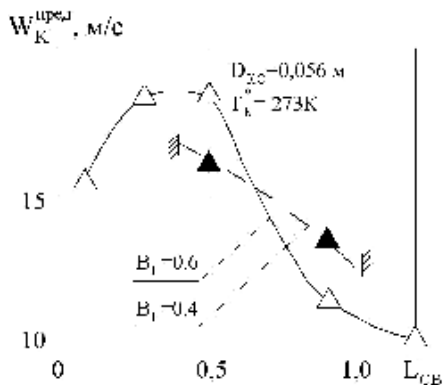


Рис. 12. Соотношение составов смеси на границе воспламенения для керосина и пропана

Для обобщения экспериментальных данных была использована ранее рассмотренная математическая модель, которая позволяет описать «бедную» границу воспламенения ТВС в виде зависимости

$$\tau_{CM} \approx K_3 (\tau_{ХР} + \kappa_1 \cdot \tau_{ИСП}).$$

При использовании данного уравнения необходимо определить размеры капель, которые определялись на основе оптических измерений и расчётным путем по эмпирической формуле:

$$d_{32} = 8,88 \cdot \sigma_T^{0,6} \cdot \nu_T^{0,6} \cdot G_T^{0,22} \cdot \Delta P_T^{-0,43}.$$

На рис. 13 приведены результаты сравнения расчётных и измеренных значений диаметра капель топлива.

В результате обобщения (рис. 14) получена корреляционная зависимость:

$$\tau_{CM} = K_{Вr} [0,0051 + 0,00522 \times (\tau_{ХР} + K_{\alpha_{св}} \times \tau_{ИСП})],$$

которая позволяет оценить границу устойчивого воспламенения двухфазной ТВС в модели с учётом степени загромождения сечения V_r .

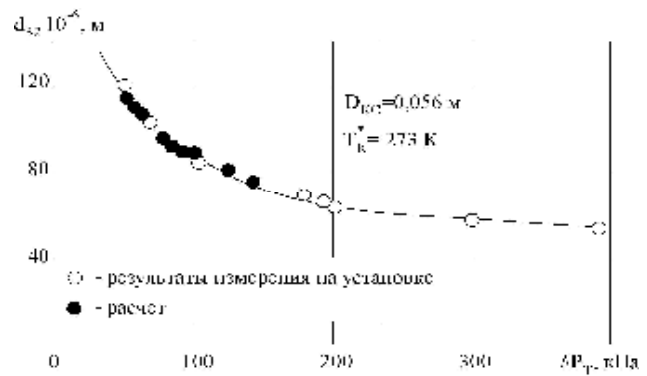


Рис. 13. Изменение диаметра капель топлива на границе воспламенения

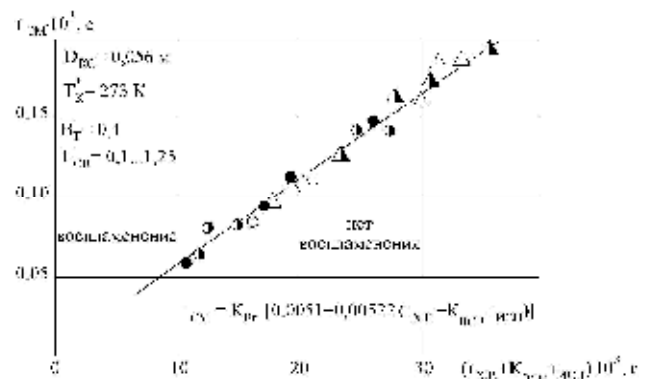


Рис. 14. Обобщение экспериментальных данных на границе воспламенения двухфазной ТВС

Полученные эмпирические зависимости позволяют на стадии проектирования камер сгорания выполнять предварительные оценки диапазонов устойчивого воспламенения однородной и двухфазной топливовоздушной смеси.

Библиографический список

1. Лукачѐв, В. П. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы и некоторые пути повышения его эффективности [Текст] / В. П. Лукачѐв, А. М. Ланский, В. Ю. Абрашкин [и др.] // Вест. СГАУ. Сер. Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей. – Самара, 1998. – Вып. 1. – С. 11-39.
2. Веппе, А. Б. Влияние параметров воздуха на запуск камер сгорания ГТД [Текст] / А. Б. Веппе, П. Г. Зубков, А. М. Ланский; Авиац. ин-т. – Куйбышев, 1990. – 9 с. – Деп. в ЦНТИ ГА 19.07.90, № 816-ГА90.
3. Веппе, А. Б. К вопросу моделирования процесса запуска камер сгорания ГТД [Текст] / А. Б. Веппе, П. Г. Зубков, А. М. Ланский; Авиац. ин-т. – Куйбышев, 1990. – 12 с. – Деп. в ЦНТИ ГА 22.11.90, № 822-ГА90.

References

1. Lukatchev, V. P. Operation of small-sized gas-turbine engine combustion chambers, problems and some ways of increasing its efficiency / V. P. Lukatchev, A. M. Lanskiy, V. Yu. Abrashkin et al. // Vestnik of SSAU. Ser. Combustion and heat exchange processes, ecology of heat engines. – Samara, 1998. – No.1. – PP. 11-39.

2. Veppe, A. B. Impact of air parameters on the starting of gas turbine engine combustion chamber / A. B. Veppe, P. G. Zubkov, A. M. Lanskiy; Aviation institute. – Kuibyshev, 1990. – 9 p. – Dep. to Central Science and Engineering Institute of Civil Aviation 19.07.1990, No.816-GA90.

3. Veppe, A. B. Modelling the process of the starting of gas turbine engine combustion chamber / A. B. Veppe, P. G. Zubkov, A. M. Lanskiy; Aviation institute. – Kuibyshev, 1990. – 12 p. – Dep. to Central Science and Engineering Institute of Civil Aviation 22.11.1990, No.822-GA90.

COMPULSORY IGNITION OF FUEL-AIR MIXTURE IN SMALL-SIZED GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBERS

© 2010 A. M. Lanskiy, S. V. Lukatchev, S. G. Matveyev

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The paper deals with the peculiarities of compulsory ignition of fuel-air mixture in small-sized gas turbine engine combustion chambers. Physical and mathematical models have been developed. The regularities of stable ignition of one-phase and two-phase fuel air mixture have been established and its range estimated.

Ignition, combustion chambers, small-sized gas turbine engines, physical and mathematical models.

Информация об авторах

Ланский Анатолий Михайлович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Теплотехника и тепловые двигатели», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), заведующий лабораторией АСУ-ВУЗ СГАУ, amlansky@ssau.ru. Область научных интересов: физика и моделирование рабочих процессов в камерах сгорания газотурбинных двигателей.

Лукачев Сергей Викторович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Теплотехника и тепловые двигатели», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), lukachev@ssau.ru. Область научных интересов: физика и моделирование процессов горения в камерах сгорания газотурбинных двигателей.

Матвеев Сергей Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Теплотехника и тепловые двигатели», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), начальник планово-финансового управления СГАУ, pfu@ssau.ru. Область научных интересов: физика и моделирование процессов горения в камерах сгорания газотурбинных двигателей.

Lanskiy Anatoly Mikhailovitch, candidate of technical science, associate professor of the department “Heat engineering and heat engines”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), head of the laboratory Automatic Control Systems SSAU, amlansky@ssau.ru. Area of research: physics and modelling of operating processes in combustion chambers of gas turbine engines.

Lukatchev Sergey Victorovitch, doctor of technical science, professor, head of the department “Heat engineering and heat engines”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), lukachev@ssau.ru. Area of research: physics and modelling of operating processes in combustion chambers of gas turbine engines.

Matveyev Sergey Gennadyevitch, candidate of technical science, associate professor of the department “Heat engineering and heat engines”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), head of the financial department of SSAU, pfu@ssau.ru. Area of research: physics and modelling of operating processes in combustion chambers of gas turbine engines.

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ПОЛЕЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА НА ВЫХОДЕ ИЗ КАМЕР СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2010 А. М. Ланский, С. В. Лукачёв, С. Г. Матвеев

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматриваются результаты исследований аэродинамической структуры течения и гидравлических потерь в камерах сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей (ГТД). Представлено влияние конструктивных и режимных параметров на характеристики выходного поля температуры газа (ПТГ).

Камера сгорания, поле температур, остаточная закрутка, гидравлическое сопротивление, начальная неравномерность, раскрытие жаровой трубы.

Если в большинстве существующих полноразмерных камер сгорания (КС) обтекание жаровой трубы, как правило, «симметричное», то в КС малоразмерных ГТД (МГТД) – более сложное, что приводит к дополнительным потерям полного давления во внутреннем кольцевом канале и, следовательно, к разнице статических давлений на обечайках жаровой трубы [1, 2].

Так, например, для КС двигателя МД-120 расход воздуха, поступающего в наружный канал, зависит от приведённой скорости потока, в то время как через внутренний смеситель остается практически постоянным. Это объясняется тем, что увеличиваются потери полного давления на поворот потока во внутренний канал.

На рис. 1 приведено влияние раскрытия жаровой трубы (в данном случае за счёт уменьшения площади F_{CM}^H) на характеристики КС двигателя МД-120. При распределении воздуха по смесителям согласно рекомендациям для проектирования полноразмерных КС $\Sigma F_0/F_K = 1,30 \dots 1,34$, для малоразмерных камер сгорания возникает высокий уровень неравномерности выходного поля температур газа ($\Theta_\phi^{max} \approx 0,35 \div 0,37$; $\Theta_h^{max} \approx 1,17$), нагар на стенке жаровой трубы.

Как показывают исследования, минимальная окружная и радиальная неравномерности соответствуют примерно равным расходам воздуха через наружный и внутренний смесители.

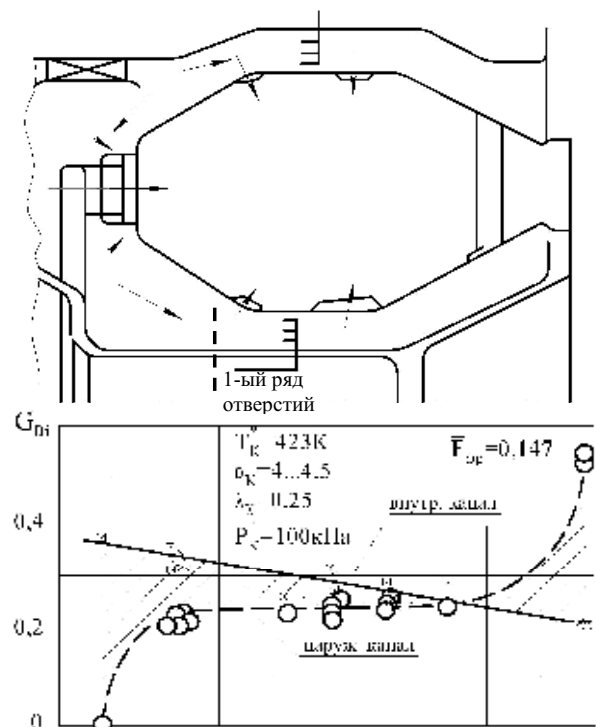


Рис. 1. Схема камеры сгорания малоразмерного ГТД и влияние раскрытия жаровой трубы на расходные характеристики

$G_{B\Sigma}$ – суммарный расход воздуха, σ – коэффициент потерь полного давления, \bar{G}_B – относительный расход воздуха, $\bar{G}_B^{ПЗ}$, $\bar{G}_B^{ФР}$, $\bar{G}_B^{1Р}$ – относительный расход воздуха в первичную зону, фронтное устройство и первый ряд отверстий, T_K^* – температура воздуха на входе в КС, α_K – коэффициент избытка воздуха, P_K^* – давление воздуха в КС, λ_K – приведённая скорость на входе в КС, $\bar{F}_0 = \Sigma F_0 / F_K$ – отношение суммы площадей отверстий в жаровой трубе к площади на входе в КС (раскрытие жаровой трубы).

Так как наружная обечайка жаровой трубы камер сгорания малоразмерных ГТД «работает» под избыточным перепадом давления, то можно предположить, что любые неравномерности потока на выходе из диффузора прежде всего оказывают влияние именно на характеристики ПТГ в окружном направлении.

В качестве примера приведено влияние остаточной закрутки потока $\varphi_{ост}$ на уровень Θ_ϕ^{max} для камеры сгорания двигателя МД-120 (рис. 2).

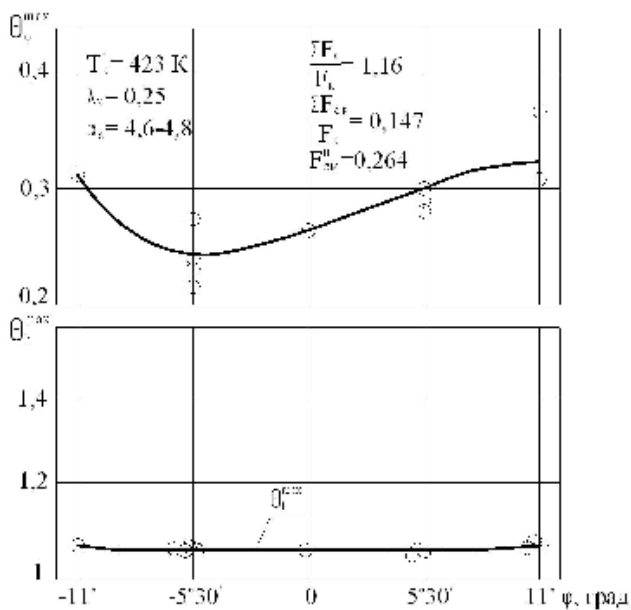


Рис. 2. Влияние остаточной закрутки на выходе из компрессора на характеристики выходного поля температуры газа камеры сгорания двигателя МД-120
 - O - результаты эксперимента

Минимальное значение $\Theta_\phi^{max} \approx 0,22 \dots 0,24$ достигается при смещении отверстий смесителя относительно первого ряда на наружной обечайке жаровой трубы на угол $\varphi \approx 17^\circ (11^\circ + 5^\circ 30')$ от исходной компоновки, что примерно равно $\varphi_{осм} = 17^\circ$. В такой конструкции реализуется «шахматное» расположение струй первого ряда и наружного смесителя, которое способствует более интенсивному перемешиванию и выравниванию характеристик поля температуры газа в окружном направлении.

Известно, что при заданной длине жаровой трубы неравномерность поля температуры газа на выходе из камеры сгорания и гидравлические потери в ней определяются следующими относительными геометрическими параметрами: $\Sigma F_\phi / F_{ж}$,

$F_{KK} / \Sigma F_\phi$, ΣF_ϕ , $F_{фр} / \Sigma F_\phi$ и степень подогрева газа. Повышение потерь в жаровой трубе путём уменьшения эффективной площади отверстий является инструментом конструктора для обеспечения требуемых характеристик камеры (Θ_ϕ^{max} , Θ_h^{max} , η_T). Поэтому ещё на стадии эскизного проектирования необходимо иметь интегральные модели, позволяющие с достаточной точностью оценивать потери полного давления (ζ_K или σ_K).

Проведённые исследования показывают, что известные модели применительно к малоразмерным камерам сгорания рассматриваемых схем дают погрешность в определении коэффициента гидравлических потерь до 150...200%.

Поэтому на основе анализа и обобщения имеющихся экспериментальных данных разработана уточнённая модель расчёта коэффициента гидравлического сопротивления для геометрически подобных камер сгорания МГТД (для $G_B = 0,3 \dots 2,5$ кг/с):

$$\zeta_K = \zeta_D + K_F \left[\zeta_\phi \left(\frac{F_K}{\mu F_\phi} \right)^2 + \zeta_T \right],$$

$$\zeta_D = K_1 \times K_2 \times \left(1 - \frac{1}{c \times \Pi_D} \right)^2, \quad K_F = f(\Sigma F_\phi / F_K),$$

$$\zeta_T = k_{AT} \left(\frac{F_K}{F_{ж}} \right)^2 \left(\frac{T_{г}^*}{T_K^*} - 1 \right),$$

$$K_{AT} = 26,94 \times \exp[-10,12(F_K / F_{ж})].$$

В работе [3] приведены рекомендуемые значения коэффициентов K_1 , K_2 , K_F для исследуемых схем КС МГТД. Поправочный коэффициент K_{AT} учитывает форму жаровой трубы и неравномерность полей $T_{гi}^*$ и $W_{гi}^*$ в зависимости от отношения $F_K / F_{ж}$. Для КС МГТД $K_{AT} \approx 1 \dots 8$ ($K_{AT} = 0,5 \dots 2,5$ – ПКС). Коэффициент K_F учитывает схему КС (прямоточная, противоточная или трубчатокольцевая). На рис. 3 дано сравнение расчётных и экспериментальных значений ζ_K . Погрешность определения гидравлических потерь для геометрически подобных КС не превышает $\pm 5,5\%$.

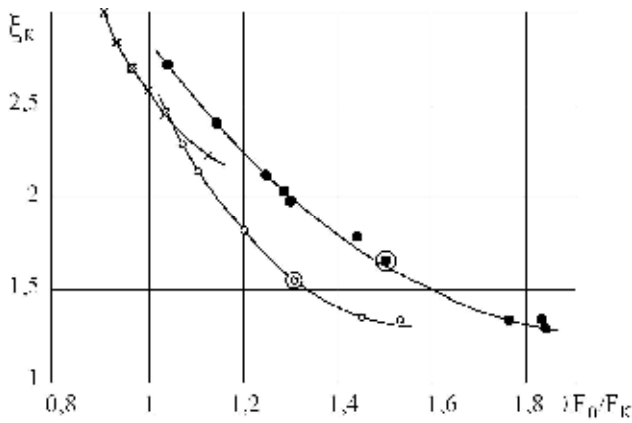


Рис. 3. Зависимость ξ_K от отношения $\Sigma F_\phi / F_K$ для исследуемых вариантов КС МГТД
 -о- КС двигателя МД-120; -●- КС двигателя МД-45;
 -х- КС двигателя ВД-100

Исследование влияния геометрических параметров КС на выходное поле температур проводилось в несколько этапов. На первом этапе изучалось влияние площадей фронтального устройства ($\bar{F}_{\phi P} = F_{\phi P} / F_K$), первого ряда отверстий \bar{F}_{1P} , наружного смесителя \bar{F}_{CM}^H . После выбора оптимальных вариантов исследовалось влияние размерности и конструкции фронтального устройства, раскрытия внутренней обечайки, неравномерности распределения топлива по форсункам и условий течения в каналах на поля температур.

Для исключения индивидуальных различий жаровых труб испытания проводились на нескольких вариантах исследуемых камер сгорания с многократным дублированием измерений после переборки.

Проведённые исследования показали, что изменение аэродинамической структуры течения и состава топливно-воздушной смеси в первичной зоне оказывает весьма существенное влияние на неравномерность температурного поля камеры. Благодаря этому появляется реальная возможность воздействия на θ_ϕ^{max} и θ_h^{max} с помощью режима работы первичной зоны, что можно использовать при доводке и совершенствовании существующих и создании новых камер сгорания.

Формирование равномерного сносящего потока зависит от организации рабочего процесса в зоне горения, т.е. от

шага между форсунками, равномерности распределения топлива и воздуха по объёму жаровой трубы и завершённости процесса горения в первичной зоне.

Одной из причин увеличения уровня неравномерности поля температур на выходе из КС является неравномерное распределение топлива по форсункам. Подтверждением этого служит зависимость θ_ϕ^{max} , θ_h^{max} от начальной неравномерности распределения топлива, полученная в результате обобщения экспериментальных данных (рис. 4), где $K_T = (G_{Tmax} - G_{Tmin}) / G_{TCP}$. Следует особо отметить, что радиальная эпюра при изменении K_T в диапазоне от 0,1 до 4 не претерпевает заметных изменений.

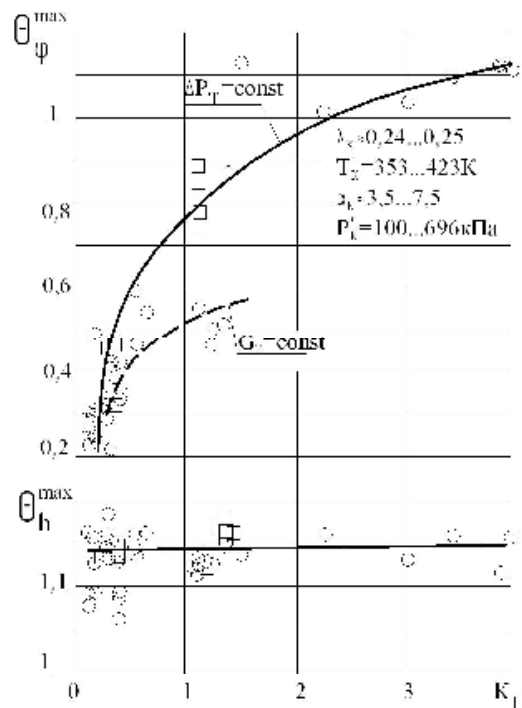


Рис. 4. Влияние начальной неравномерности распределения топлива по форсункам на характеристики выходного поля температуры газа камер МГТД
 -О- по данным авторов; -□- по данным предприятия

Особый интерес для формирования окружной неравномерности КС МГТД представляет область, в которой при небольшом изменении $K_T \approx 0,2...0,32$ уровень θ_ϕ^{max} изменяется примерно в 2,5 раза ($\theta_\phi^{max} \approx 0,2...0,5$), что, по-видимому, объясняется незавершёностью процесса в зоне горения и догоранием несгоревшей топливно-воздушной смеси (ТВС) на струях смесителя.

Отмеченное обстоятельство позволяет более обоснованно подходить к выбору

допустимого уровня разброса расходных характеристик топливных форсунок. Не следует, вероятно, добиваться значения K_T меньше $0,1 \div 0,2$. Анализ литературных данных показывает, что на характеристики поля температуры газа на выходе из КС значительное влияние оказывает глубина проникновения струй вторичного воздуха \bar{B}_p , при этом для полноразмерных камер сгорания (ПКС) $\bar{B}_{\text{опт}} \approx 0,5 \dots 0,6$.

С целью выяснения влияния изменения проходных сечений фронтального устройства ($\bar{F}_{\text{фр}}$) наружного и внутреннего смесителей ($\bar{F}_{\text{см}}^H$ и $\bar{F}_{\text{см}}^{BH}$) на выходное поле температуры и распределение воздуха по кольцевым каналам проведён комплекс исследований в широком диапазоне изменения их характерных площадей:

$$\bar{F}_{\text{фр}} / \Sigma F_0 = 0 \dots 0,225;$$

$$\bar{F}_{\text{см}}^H / \Sigma F_0 = 0 \dots 0,3;$$

$$\bar{F}_{\text{см}}^{BH} / \Sigma F_0 = 0 \dots 0,253.$$

По степени влияния их можно расположить в следующем порядке (рис. 5): фронтальное устройство, наружный смеситель, внутренний смеситель. Изменение площади фронтального устройства оказывает наибольшее воздействие на уровень Θ_ϕ^{max} и практически не влияет на максимальный уровень радиальной неравномерности.

Это является прямым следствием незавершённости процесса горения в первичной зоне, в результате чего на струях вторичного воздуха происходит догорание топливо-воздушной смеси, т.е. смеситель формирует выходное ПТГ дожиганием ТВС, не сгоревшей в первичной зоне.

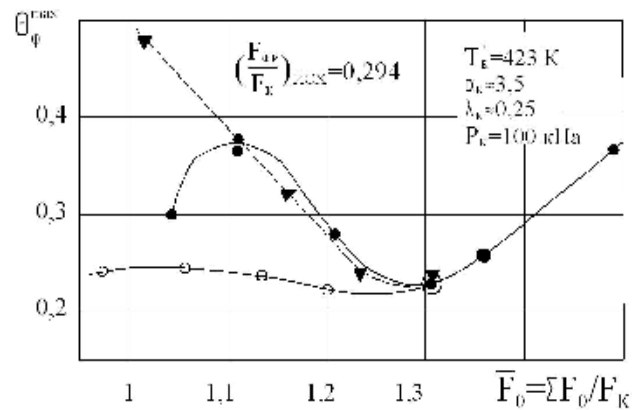


Рис.5. Влияние раскрытия жаровой трубы на Θ_ϕ^{max} камеры сгорания двигателя МД-120:

-●- $\bar{F}_{\text{см}}^H = \text{var}$; -○- $\bar{F}_{\text{см}}^{BH} = \text{var}$; -▼- $\bar{F}_{\text{фр}} = \text{var}$

Так как уровень минимальной окружной неравномерности наблюдается при равенстве расходов воздуха $G_{\text{БСМ}}^H$ и $G_{\text{БСМ}}^{BH}$, то одним из направлений обеспечения равномерного поля температур в КС МГТД прямоточной схемы является поиск способов выравнивания расходов через смесители. Как показывают исследования, этого можно достичь выравниванием профиля скорости на входе в наружный смеситель путём выбора соответствующего шага между отверстиями первого ряда и смесителя на наружной обечайке жаровой трубы (ЖТ) при неизменной площади отверстий первого ряда.

Таким образом, результаты экспериментальных исследований по влиянию конструктивных и режимных параметров на характеристики выходного поля температур позволили более обоснованно выбрать математические модели для расчёта Θ_ϕ^{max} и Θ_h^{max} и установить взаимосвязь между этими величинами.

Библиографический список

1. Лукачѐв, В. П. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы и некоторые пути повышения его эффективности [Текст] / В. П. Лукачѐв, А. М. Ланский, В. Ю. Абрашкин [и др.] // Вест. СГАУ. Сер. Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей. – Самара, 1998. – Вып. 1. – С. 11-39.
2. Абрашкин, В. Ю. Влияние остаточной закрутки потока на характеристики выходного поля температур в камерах сгорания малоразмерных ГТД [Текст] / В. Ю. Абрашкин, А. М. Ланский // Тезисы докладов IV Всесоюзной научно-техн. конф. «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей» / СГАУ. – Самара, 2004. – С. 143-144.
3. Абрашкин, В. Ю. Формирование полей температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных ГТД [Текст]: дисс....канд. техн. наук / Абрашкин В. Ю. – Самара, 2006. – 152 с.

References

1. Lukatchev, V. P. Operation of small-sized gas-turbine engine combustion chambers, problems and some ways of increasing its efficiency / V. P. Lukatchev, A. M. Lanskiy, V. Yu. Abrashkin et al. // Vestnik of SSAU. Ser. Combustion and heat exchange processes, ecology of heat engines. – Samara, 1998. – No.1. – PP. 11-39.
2. Abrashkin, V. Yu. The influence of residual flow spin on the characteristics of the outlet temperature field in combustion chambers of small-sized gas turbine engine / V. Yu. Abrashkin, A. M. Lanskiy // Theses of papers presented at the IVth All-Union scientific and engineering conference «Processes of combustion and heat exchange, ecology of heat engines» / SSAU. – Samara, 2004. – PP. 143-144.
3. Abrashkin, V. Yu. Gas temperature field formation at the exit of small-sized gas turbine engine combustion chambers: thesis of the candidate of technical science / V. Yu. Abrashkin. – Samara, 2006. – 152 p.

PECULIARITIES OF GAS TEMPERATURE FIELD FORMATION AT THE EXIT OF SMALL-SIZED GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBERS

© 2010 A. M. Lanskiy, S. V. Lukatchev, S. G. Matveyev

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The paper presents the results of investigation of the aerodynamic flow structure and hydraulic losses in combustion chambers of small-sized gas turbine engines. The influence of design parameters and operating conditions on the exhaust gas temperature field is shown.

Combustion chamber, temperature field, residual flow spin, hydraulic resistance, initial non-uniformity, combustion liner exposing.

Информация об авторах

Ланский Анатолий Михайлович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Теплотехника и тепловые двигатели», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), заведующий лабораторией АСУ-ВУЗ СГАУ, amlansky@ssau.ru. Область научных интересов: физика и моделирование рабочих процессов в камерах сгорания газотурбинных двигателей.

Лукачѐв Сергей Викторович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Теплотехника и тепловые двигатели», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королѐва (национальный исследовательский университет), lukachev@ssau.ru. Область научных интересов: физика и моделирование процессов горения в камерах сгорания газотурбинных двигателей.

Матвеев Сергей Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Теплотехника и тепловые двигатели», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королѐва (национальный исследовательский университет), начальник планово-финансового управления СГАУ, pfu@ssau.ru. Область научных интересов: физика и моделирование процессов горения в камерах сгорания газотурбинных двигателей.

Lanskiy Anatoly Mikhailovitch, candidate of technical science, associate professor of the department “Heat engineering and heat engines”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), head of the laboratory Automatic Control Systems SSAU, amlansky@ssau.ru. Area of research: physics and modelling of operating processes in combustion chambers of gas turbine engines.

Lukatchev Sergey Victorovitch, doctor of technical science, professor, head of the department “Heat engineering and heat engines”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), lukachev@ssau.ru. Area of research: physics and modelling of operating processes in combustion chambers of gas turbine engines.

Matveyev Sergey Gennadyevitch, candidate of technical science, associate professor of the department “Heat engineering and heat engines”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), head of the financial department of SSAU, pfu@ssau.ru. Area of research: physics and modelling of operating processes in combustion chambers of gas turbine engines.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА СМЕСЕВЫХ ТОПЛИВ

© 2010 Н. А. Рыбаков, А. И. Цаплин

Пермский государственный технический университет

Исследованы зависимости энергетических характеристик безметалльных композиций на базе высокоэнтальпийных окислителей, не содержащих водорода, от теплосодержания, химического состава окислителя, а также от типа и количества связующего.

Твёрдое ракетное топливо, удельный импульс, горение топлива, смесевые составы.

В последние годы было синтезировано достаточно большое количество высокоэнтальпийных СННО-соединений [1-5]. В основном это нитропроизводные полиазотистых гетероциклов (фуразаны, фуроксаны, азины и азолы). Эти соединения имеют высокие энтальпии образования при низком, часто нулевом содержании водорода. Поскольку повышение энтальпии образования ведёт к повышению величины удельного импульса, а снижение доли водорода – к его понижению [6], то интересно изучить закономерности в зависимости удельного импульса смесевых твердых ракетных топлив (СТРТ), построенных на базе высокоэнтальпийных СННО-окислителей, от элементного состава и энтальпии образования окислителя, а также от типа применяемого связующего. Для соединений с величиной энтальпии образования ΔH_f на уровне 500 ккал/кг и выше понятия "окислитель" и "горючее" становятся в определённой мере условными, поскольку энергии, запасённой в молекуле (плюс энергия образования оксида углерода), уже вполне достаточно для обеспечения высоких энергетических характеристик топлива. Ранее [6] было показано, что с ростом энтальпии образования окислителя роль классического энергетического компонента – металла – падает всё ниже, и, в конце концов, присутствие металла в композиции становится излишним, а затем и вредным, так как дальнейший рост температуры газообразных продуктов сгорания уже не компенсирует общего снижения содержания рабочего тела в продуктах сгорания. В таких составах роль

энергетического компонента берёт на себя высокоэнтальпийный окислитель. Поэтому здесь рассматриваются только безметалльные композиции. Поскольку твёрдые ракетные топлива в любом случае требуют наличия горюче-связующего для обеспечения необходимых физико-механических характеристик и, кроме того, поскольку введение в композицию веществ, содержащих помимо СННО водород, благоприятно сказывается на величине удельного импульса I_{sp} топлива, то весьма важную роль начинает играть выбор горюче-связующего для такой двойной системы, как "окислитель + связующее". При очень высоких энтальпиях образования становится выгодным неполное окисление углерода и водорода. Для высокоэнтальпийных СННО-систем должна быть характерной более сильная зависимость I_{sp} от энтальпии и элементного состава связующего и его содержания в композиции, чем это имеет место в классических системах.

Для исследования были выбраны восемь представителей высокоэнтальпийных СННО-соединений (табл. 1, в основном нитропроизводные фуразанов, фуроксанов, азолов и азинов) и четыре связующих (табл. 2), являющихся представителями существенно различных классов – типичное связующее на углеводородной основе (УС); поливинил-метилтетразол – представитель высокоэнтальпийных соединений (ПВМТ); так называемое активное связующее (АС), содержащее высокое количество нитроглицерина; поливинилметоксидазен-N-оксид (ПВМОДАО) – представитель относительно нового класса связующих,

сочетающих высокую термостабильность и низкую химическую реакционную способность с хорошими энергетическими характеристиками. В работе [6] для составов из этих компонент рассчитаны значения удельного импульса с применением стандартной программы «Астра-4».

Таблица 1. Свойства окислителей

№ пп	Структурная формула	Формула	ΔH_f , ккал/кг г	ρ , г/см ³	α
1		$C_6N_6O_6$	443	1.85	0.75
2		$C_4N_6O_8$	360	1.90	1.0
3		$C_4N_8O_7$	370	1.82	0.87
4		$C_4N_8O_4$	840	1.91	0.5
5		$C_4N_8O_9$	310	1.88	1.12
6		$C_2N_6O_3$	730	1.85	0.75
7		$C_2N_6O_4$	640	1.88	1.0
8		$C_4N_8O_6$	760	1.96	0.75
9		$C_2N_6O_4$ (то же, что №7)	880	1.88	1.0
10		$C_2N_6O_3$ (то же, что №6)	995	1.85	0.75

Таблица 2. Свойства связующих

Связующие	Название, формула	ΔH_f , кДж/кг	ρ , г/см ³	α
УС	Углеводородное, $C_{73.17}H_{120.9}$	-393	0.91	0
ПВМТ	Поливинилметилтетразол, $C_4N_4H_4$	1255	1.28	0
АС	20%-ный ПВМТ, пластифицированный смесью тринитроглицерина с 2,4-динитро-2,4-диазапентаном, $C_{18.96}H_{34.64}N_{19.16}O_{29.32}$	-757	1.49	0.53
ПВМОДАО	Поливинилметоксидазен-N-оксид, $C_3H_6N_2O_2$	-46	1.31	0.22

Таблица 3. Значения величин k_i формулы (1)

Связующие	k_1	k_2	k_3	k_4	k_5
УС	201	75.3	0.077	-1.18	-11.05
ПВМТ	192.6	116.0	0.070	-1.07	-40.81
ПВМОДАО	192.7	139.3	0.056	-0.78	-65.3
АС	212	104.1	0.047	-0.56	-58.4

Энергетические характеристики составов на основе *CNO*-окислителей должны зависеть от трёх параметров, характеризующих элементный состав и энтальпию образования окислителя. За параметры, характеризующие элементный состав, можно принять величину коэффициента избытка кислорода α и массовую долю азота (N) в молекуле. Математически проанализирована зависимость максимально достижимых величин $I_{sp(max)}$ (при условии, что объёмное содержание связующего не ниже 20%) от ΔH_f , α и N окислителя для каждого из четырёх исследованных связующих. В [6] проанализированы различные виды аналитических зависимостей и сделан вывод, что для *CNO*-окислителей, значения ΔH_f , α и N которых лежат в исследованном диапазоне (ΔH_f – от +300 до 900 ккал/кг, α – от 0,5 до 1,25, N – от 32 до 55%), с достаточно высокой степенью точности справедливо выражение

$$I_{sp(max)} = k_1 + k_2\alpha + k_3\Delta H_f + k_4N + k_5\alpha^2 \quad (1)$$

с коэффициентами, представленными в табл. 3. Из уравнения (1) видно, что зависимость $I_{sp(max)}$ от N и ΔH_f близка к линейной, т. е. $I_{sp(max)}$ линейно растёт с увеличением ΔH_f и падает с ростом N .

Полученные результаты [6] сравниваются с результатами, полученными по предлагаемой модели (2) расчёта эффективных характеристик гетерогенных сред [7]:

$$D'_{eff} = 1 + \frac{3}{\left[\sum_{i=1}^{n-1} \frac{\beta_i - 1}{\beta_i + 2} \times \Phi_i \right]^{-1}} \quad (2)$$

где $D'_{eff} = \frac{D_{eff}}{D_M}$, $\beta_i = \frac{D_i}{D_M}$, D_i – параметр включения, D_M – параметр матрицы, Φ_i – объёмная доля i -ого компонента.

Результаты [6], рассчитанные по формуле (1), приведены на графиках рис. 1 сплошными линиями. Выполненные расчёты по формулам эффективных характеристик гетерогенных сред (2) показаны на этом же рисунке пунктирными линиями. Различие не превышает 1%. Видно, что модель эффективных характеристик гетерогенных сред применима для расчёта удельного импульса смесевых составов. Следует отметить, что предлагаемая модель расчёта эффективных характеристик пригодна для расчёта как перспективных, так и существующих смесей высокоэнергетических веществ, например, твёрдых ракетных топлив, смесей взрывчатых веществ, суспензионных взрывчатых веществ и

других смесей различной физико-химической природы.

Таким образом, использование формул эффективных характеристик гетерогенных сред может стать полезным для оценки наиболее выгодного связующего (четыре

связующих, исследованные в данной работе, можно считать типичными представителями стандартных классов связующих), которое в паре с исследуемым *CNO*-окислителем может дать наиболее энергоёмкое СТРТ.

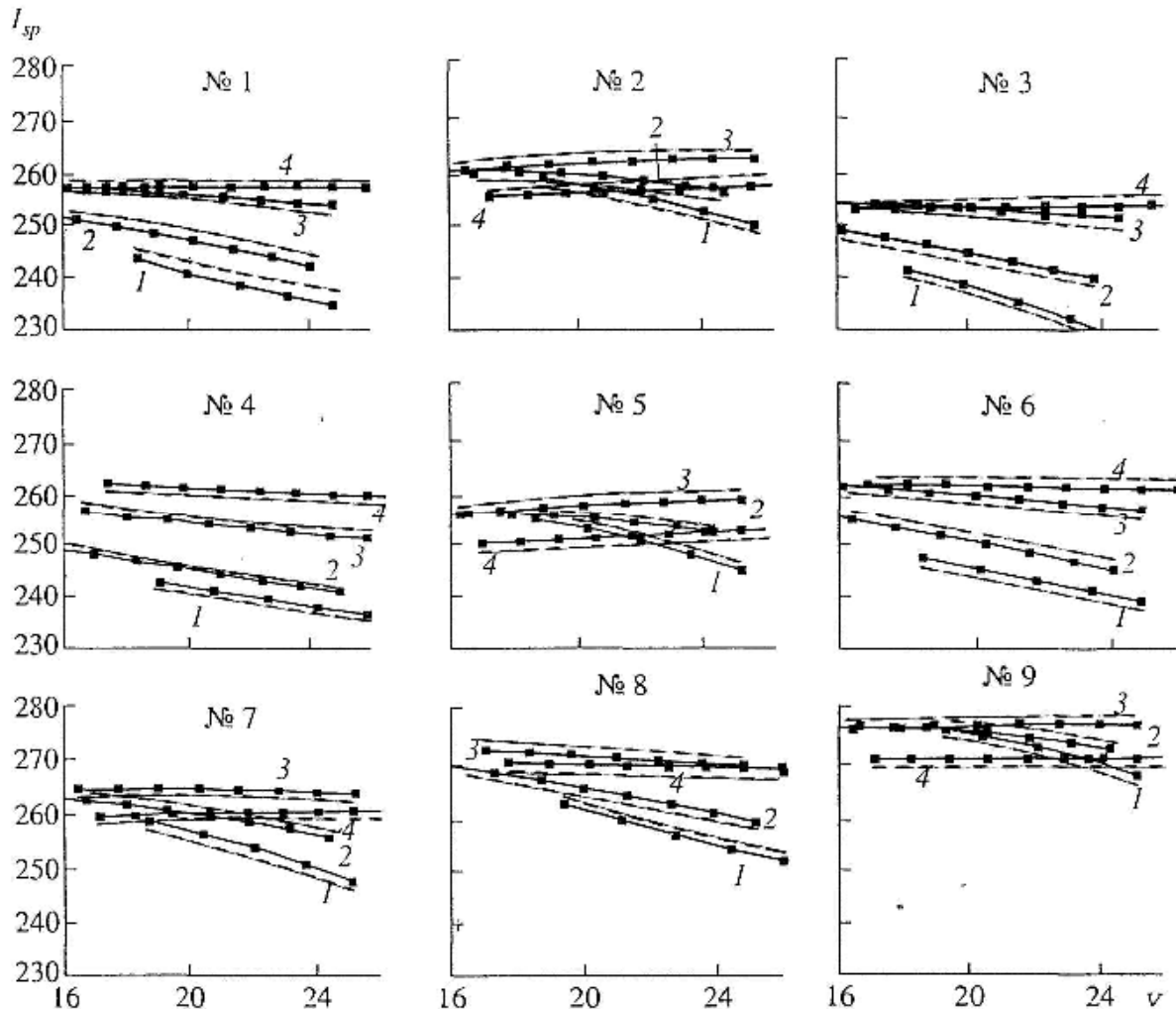


Рис. 1. Зависимость величины I_{sp} двойных композиций (связующее + окислитель) от природы окислителя, связующего и объёмной доли v последнего. Связующее: 1 – УС, 2 – ПМВТ, 3 – ПВМОДАО, 4 – АС. Окислитель указан по его номеру в табл. 1.

Библиографический список

1. Cubota, N. Rockets propellants and explosives [Text] / N. Cubota // Tokyo: Nikkan Kogyo Press, 2001. – P. 250.
2. Энергетические конденсированные системы [Текст] / Под ред. ак. Б. П. Жукова // Краткий энциклопедический словарь. – М.: Янус К, 1999. – 596 с.
3. Ван Кревелен, Д. В. Свойства и химическое строение полимеров [Текст] / Д. В. Ван Кревелен. – М.: Химия, 1976.
4. Викторов, М. М. Методы вычисления радиохимических величин и прикладные расчёты [Текст] / М. М. Викторов. – Ленинград: Химия, 1977.
5. Аскадский, А. А. Химическое строение и физические свойства полимеров [Текст] / А. А. Аскадский, Ю. И. Матвеев. – М.: Химия, 1983.
6. Зависимость удельного импульса композиций ракетных топлив, содержащих

окислители на базе атомов *CN* и *O* от энтальпии образования и элементного состава окислителя Д. Б. Лемперт, Г. П. Нечипоренко, С. И. Согласнова [Текст]. Т.23. № 5. Хим. физика. – 2004. – С. 75-81.

7. Модель для расчёта параметров гетерогенных суспензионных взрывчатых составов Н. А. Рыбаков [и др.] [Текст]. Т.22. № 8. Хим. физика. – 2003. – С. 108-111.

References

1. Cubota, N. Rockets propellants and explosives [Text] / N. Cubota // Tokyo: Nikkan Kogyo Press, 2001. – P. 250.
 2. Power condensed systems / Edited by acad. B. P. Zhukov // Concise encyclopedic dictionary. – Moscow: Yanus K, 1999. – 596 p.
 3. Van Krevelen, D. V. Properties and chemical composition of polymers / D. V. Van Krevelen. – Moscow: Khimiya (Chemistry), 1976.
 4. Victorov, M. M. Methods of calculating radiochemical values and applied calculation / M. M. Victorov. – Leningrad: Khimiya (Chemistry), 1977.

5. Ascadsky, A. A. Chemical composition and physical properties of polymers / A. A. Ascadsky, Yu. I. Matveyev. – Moscow: Khimiya (Chemistry), 1983.
 6. Dependence of the specific impulse of rocket propellant compositions containing oxidizers based on *CN* and *O* atoms on the composition enthalpy and oxidizer composition D. B. Lempert, G. P. Netchiporenko, S. I. Soglasnova. Vol.23. No. 5. Chemical physics. – 2004. – PP. 75-81.
 7. Model for calculating parameters of heterogeneous suspension explosives N. A. Rybakov [et al.]. Vol.22. No. 8. Chemical physics. – 2003. – PP. 108-111.

DEFINING THE SPECIFIC IMPULSE OF MIXED SOLID PROPELLANTS

© 2010 N. A. Rybakov, A. I. Tsaplin

Perm State Technical University

The paper analyses the dependences of energy characteristics of non-metal compositions based on high-enthalpy hydrogen-free oxidizers on the heat capacity and chemical composition of the oxidizer, as well as on the type and amount of the coupler.

Solid propellant, specific impulse, fuel combustion, mixed compositions.

Информация об авторах

Рыбаков Никита Анатольевич, кандидат технических наук, докторант кафедры «Общая физика» Пермского государственного технического университета, anatoryb@ya.ru. Область научных интересов: высокоэнергетические материалы.

Цаплин Алексей Иванович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Общая физика», декан факультета прикладной механики и математики Пермского государственного технического университета, tai@pstu.ru. Область научных интересов: высокоэнергетические материалы.

Rybakov Nikita Anatolyevitch, candidate of technical science, working for doctor's degree at the department "General physics", Perm State Technical University, anatoryb@ya.ru. Area of research: high-energy materials.

Tsaplin Alexey Ivanovitch, doctor of technical science, professor, head of the department "General physics", dean of the faculty of applied mechanics and mathematics, Perm State Technical University, tai@pstu.ru. Area of research: high-energy materials.

УДК 662.767

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗАИМОСВЯЗИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ДЕТОНАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ С ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВ НА ОСНОВЕ СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ КОМПОНЕНТНОГО СОСТАВА

© 2010 Б. В. Скворцов, Е. А. Силов, А. В. Солнцева

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Рассматривается компонентный состав углеводородных топлив и их связь с детонационными и электрическими характеристиками. Вычислены предельно возможные и средневзвешенные диапазоны изменения диэлектрических проницаемостей стандартных марок бензинов при наличии различных присадок.

Компонентный состав топлив, детонационная стойкость, геометрические параметры, алгоритмы обработки.

По составу автомобильные бензины представляют собой смесь компонентов, получаемых в результате различных технологических процессов: прямой перегонки нефти, каталитического риформинга, каталитического крекинга и гидрокрекинга вакуумного газойля, изомеризации прямогонных фракций, алкилирования, ароматизации термического крекинга, висбрекинга, замедленного коксования. Марка бензина определяется компонентным составом и технологической производств.

Базовым компонентом для выработки автомобильных бензинов являются обычно бензины каталитического риформинга или каталитического крекинга. Бензины каталитического риформинга характеризуются низким содержанием серы, в их составе практически отсутствуют олефины, поэтому они стабильны при хранении. Однако повышенное содержание в них ароматических углеводородов с экологической точки зрения является лимитирующим фактором. К их недостаткам также относится неравномерность распределения детонационной стойкости по фракциям. В составе бензинового фонда России доля компонента каталитического риформинга превышает 50%.

Бензины каталитического крекинга характеризуются низкой массовой долей серы, октановыми числами (ОЧ) по исследовательскому методу (ИМ) 90-93

единицы. Содержание в них ароматических углеводородов составляет 30-40 %, олефиновых – 25-35 %. В их составе практически отсутствуют диеновые углеводороды, поэтому они обладают относительно высокой химической стабильностью. По сравнению с бензинами каталитического риформинга для бензинов каталитического крекинга характерно более равномерное распределение детонационной стойкости по фракциям. Поэтому в качестве базы для производства автомобильных бензинов целесообразно использовать смесь компонентов каталитического риформинга и каталитического крекинга.

Бензины таких термических процессов, как крекинг и замедленное коксование имеют низкую детонационную стойкость и химическую стабильность, высокое содержание серы и используются только для получения низкооктановых бензинов в ограниченных количествах.

При производстве высокооктановых бензинов используются алкилбензин, изооктан, изопентан и толуол. Бензины АИ-95 и АИ-98 обычно получают с добавлением кислородсодержащих компонентов: метил-трет-бутилового эфира (МТБЭ) или его смеси с трет-бутанолом, получившей название фэтерол. Введение МТБЭ в бензин позволяет повысить полноту его сгорания и равномерность распределения детонационной стойкости по фракциям. Максимально допустимая концентрация

МТБЭ в бензинах составляет 15 % из-за его относительно низкой теплоты сгорания и высокой агрессивности по отношению к резинам.

К бензинам вторичных процессов, содержащим непредельные углеводороды, для их стабилизации и обеспечения требований по индукционному периоду разрешается добавлять антиокислители Агидол-1 или Агидол-12. Примерные компонентные составы автомобильных бензинов различных марок приведены в таблице 1, составленной по результатам анализа литературы [1-10].

В таблице 1 в скобках указаны средние значения соответствующих параметров. Нормированная доля каждой технологической составляющей A_i в конкретной марке бензина определялся по формуле [2]:

$$A_{H(j)} = K_H \cdot A_j, \tag{1}$$

где A_j – компонентный состав по технологическим составляющим бензина, $j = 1 \dots 9$ – номер строки в таблице 1; K_H – нормирующий коэффициент, определяемый по формуле

$$K_H = \frac{1}{\sum_j A_j}, \tag{2}$$

вытекающей из условия

$$K_H \cdot \sum A_j = 1, \tag{3}$$

так как сумма долевого содержания всех технологических компонентов в каждой марке бензина не должна превышать 1.

Простое суммирование долевого содержания по возможным значениям компонентов таблице 1 не обязательно равно 1. Диэлектрическая проницаемость ε и октановое число Ω по маркам бензинов, получаемых без применения антидетонационных присадок, определяются по формулам [11]:

$$\varepsilon = \sum_j A_{H(j)} \varepsilon_j, \tag{4}$$

$$\Omega = \sum_j A_{H(j)} \Omega_j. \tag{5}$$

Из таблице 1 видно, что нужное октановое число по маркам бензинов достигается за счёт сочетания различных компонентов и технологий, сочетание которых случайно. Поэтому для вычисления диэлектрических проницаемостей товарных бензинов через компонентный состав разработана программа для ЭВМ, основанная на статистических выборках возможных комбинаций компонентного состава и соответствующих им диэлектрических проницаемостей и октановых чисел. Вычисленные предельно возможные и средневзвешенные диапазоны изменения диэлектрических проницаемостей стандартных марок бензинов при наличии различных присадок приведены в таблице 2. Анализ таблицы 2 показывает, что диэлектрические проницаемости этилированных бензинов на 0,6 – 1,5% ниже диэлектрических проницаемостей неэтилированных бензинов, что объясняется малой концентрацией октаноповышающей добавки – тетраэтилсвинца, добавление которого по массе столь мало (0,02%), что не может повлиять на диэлектрическую проницаемость смеси.

Таблица 1. – Предельные компонентные составы автомобильных бензинов (%) и их детонационные и электрические характеристики

j	Компонент	Процентное содержание компонентов в конкретных марках бензинов							Параметры		
		A-76 (A-80)	A-76*	AI-91	A-92	A-92*	AI-95	AI-98	ε	$\varepsilon', \times 10^{-4}$	ОЧ (ИМ)
1	Бензин каталитического реформинга мягкого режима (A ₁)	0-80 (60)	0-70 (65)	0-90 (75)	0-88 (74)	0-100 (75)	-	-	2,09-2,17 (2,13)	186	74-87 (80,5)

2	Бензин каталитического риформинга жесткого режима (A ₂)	-	-	0-100 (70)	0-100 (70)	0-40 (25)	0-90 (47,5)	0-88 (56,5)	2,18- 2,23 (2,205)	188	90-95 (92,5)
3	Ксилольная фракция (A ₃)	-	-	0-20 (15)	0-30 (20)	-	0-40 (30)	0-40 (30)	2,26- 2,33 (2,295)	482	100-105 (102,5)
4	Бензин каталитического крекинга (A ₄)	0-80 (50)	0-60 (35)	0-85 (47,5)	0-85 (47,5)	0-85 (47,5)	0-50 (30)	0-20 (15)	2,13- 2,21 (2,17)	181	83-92 (87,5)
5	Бензин прямой перегонки (A ₅)	0-60 (40)	0-100 (70)	0-20 (15)	0-20 (15)	0-80 (95)	-	-	1,85- 2,06 (1,955)	113	47-75 (61)
6	Алкилбензин (A ₆)	-	-	0-20 (12,5)	0-20 (12,5)	-	0-35 (22,5)	0-50 (32,5)	2,20- 2,23 (2,215)	-	92-95 (93,5)
7	Гидростабилизированный бензин пиролиза (A ₇)	0-35 (22,5)	0-20 (15)	0-30 (20)	0-30 (20)	0-30 (20)	10-20 (15)	10-20 (15)	2,21- 2,27 (2,24)	-	93-99 (96)
8	Бензин коксования (A ₈)	0-5 (3)	0-10 (7,7)	-	-	-	-	-	1,85- 2,04 (1,945)	-	53-73 (63)
9	Газовый бензин (A ₉)	0-10 (7,5)	0-10 (7,5)	0-10 (7,5)	0-10 (7,5)	0-10 (7,5)	-	-	2,10- 2,13 (2,115)	-	80-83 (81,5)
Разрешённые присадки									Антидетонационные присадки		
10	Толуол	-	-	0-7	0-10	-	0-15	0-15	2,379	0,9	105-109
11	Изооктан	-	-	-	-	-	0-15	0-15	1,936	-	100
12	Бутаны+изопентан	1-7	1-5	1-10	0-10	1-7	0-10	0-10	1,87	-	94-96
13	МТБЭ	<=8	-	0-12	0-12	-	0-15	0-11	2,05	-	125-135
14	МТАЭ	-	-	0-10	0-10	-	0-10	0-11	2,03	-	108
15	Метанол	-	-	0-3	0-3	0-3	0-3	0-3	2,51	-	111
16	Этанол	-	-	0-5	0-5	-	0-5	0-5	2,52	-	108
17	трет-Бутанол	-	-	0-7	0-7	-	0-7	0-7	10,65	-	106
18	втор-Бутанол	-	-	0-9	0-9	-	0-9	0-9	10,71	-	110
19	Фэтэрол (Октан – 115)	-	0,02	-	0-10	0,02	0-10	0-10	7,82	-	115
Нерекомендованные присадки									Нерекомендованные (запрещенные) присадки		
20	Марганцевые антидетонаторы МТЦ и МЦТМ	-	0,02	-	-	0,02	-	-	2,55	-	-
21	Ферраценовая присадка «Октан-максимум»	-	0,02	-	-	0,02	-	-	2,92	-	-
22	ТЭС (тетраэтилсвинец)	-	0,02	-	-	0,02	-	-	3,75	-	-

Таблица 2. – Диапазоны изменений диэлектрических проницаемостей по маркам бензинов с учётом средненормированного компонентного состава

Марка бензина	A-76 (A-80)	A-76*	АИ-91	A-92	A-92*	АИ-95	АИ-98
Допустимый диапазон октановых чисел	79,5-80,5	79,5-80,5	90,5-91,5	91,5-92,5	91,5-92,5	94,5-95,5	97,5-98,5
Допустимый диапазон ϵ	2,007-2,010	-	2,059-2,065	2,065-2,071	-	2,085-2,092	2,107-2,115
Нормированное значение ϵ	2,009	-	2,062	2,068	-	2,088	2,111
Предельно возможный диапазон ϵ при наличии присадок							
Без присадок	2,001-2,048	1,994-2,030	2,042-2,089	2,054-2,086	2,020-2,060	2,069-2,113	2,091-2,119
Толуол	-	-	2,046-2,092	2,060-2,119	-	2,073-2,123	2,103-2,167

Изооктан	-	-	-	-	-	2,042-2,108	2,057-2,125
Бутаны + изопентан	1,999-2,043	1,993-2,026	2,043-2,058	2,050-2,079	2,020-2,060	2,033-2,108	2,059-2,121
МТБЭ	2,002-2,044	-	2,031-2,080	2,037-2,086	-	2,047-2,104	2,065-2,129
МТАЭ	-	-	2,042-2,062	2,051-2,085	-	2,069-2,109	2,069-2,129
Метанол	-	-	2,048-2,065	2,059-2,097	2,020-2,060	2,072-2,123	2,099-2,146
Этанол	-	-	2,054-2,066	2,059-2,104	-	2,069-2,132	2,098-2,153
Средневзвешенный диапазон ϵ для бензинов без спиртовых присадок	2,001-2,042	1,993-2,028	2,043-2,072	2,052-2,093	2,020-2,060	2,056-2,117	2,088-2,136
Реальное нормированное значение с учётом присадок	2,022	2,010	2,057	2,072	2,040	2,086	2,107
Дорогостоящие спиртосодержащие присадки							
Марка бензина	АИ-91	АИ-92	АИ-95	АИ-98			
Трет-Бутанол	2,071-2,305	2,071-2,650	2,095-3,002	2,119-2,931			
Фтор-Бутанол	2,070-2,334	2,091-2,968	2,078-3,294	2,120-3,696			
Фэтерол (МТБЭ + трет-бутанол)	2,078-2,447	2,099-3,065	2,081-2,440	2,171-2,540			
Средневзвешенный диапазон ϵ для бензинов со спиртовыми присадками	2,055-2,362	2,087-2,894	2,085-3,046	2,137-3,079			

* – Этилированный. Отметим, что трет-Бутанол, втор-Бутанол и фэтерол являются дорогостоящими спиртосодержащими присадками, и поэтому используются редко.

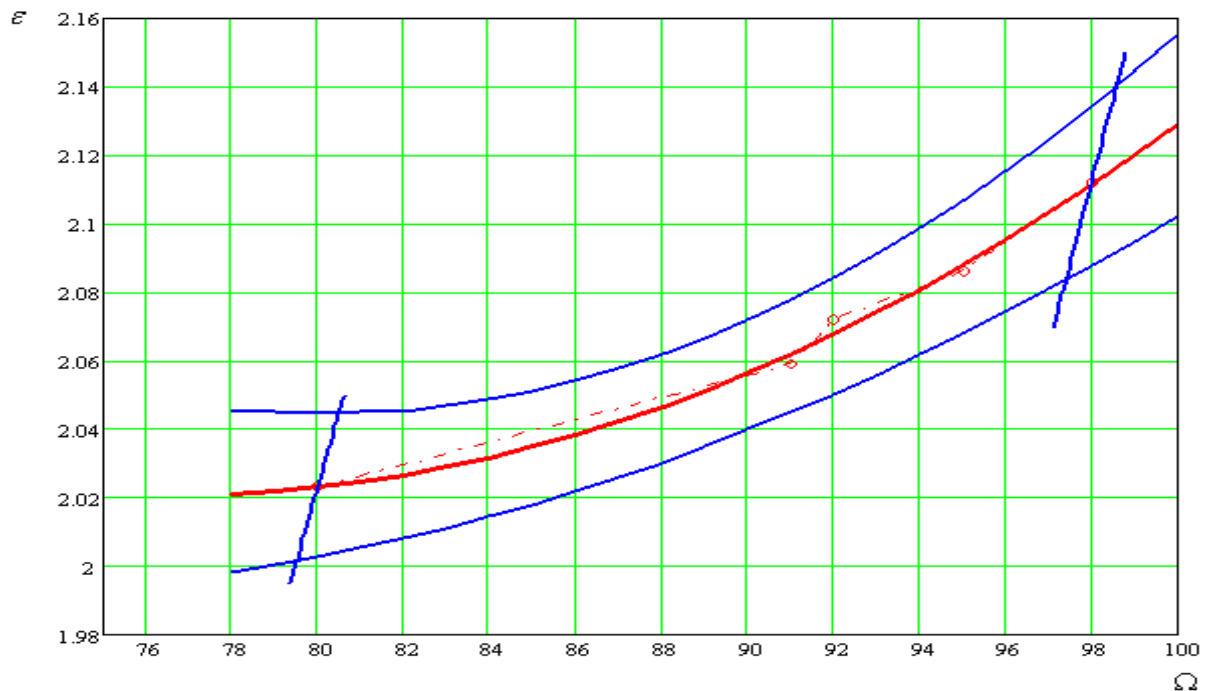


Рис. 1. – Область возможных значений диэлектрических проницаемостей стандартных бензинов

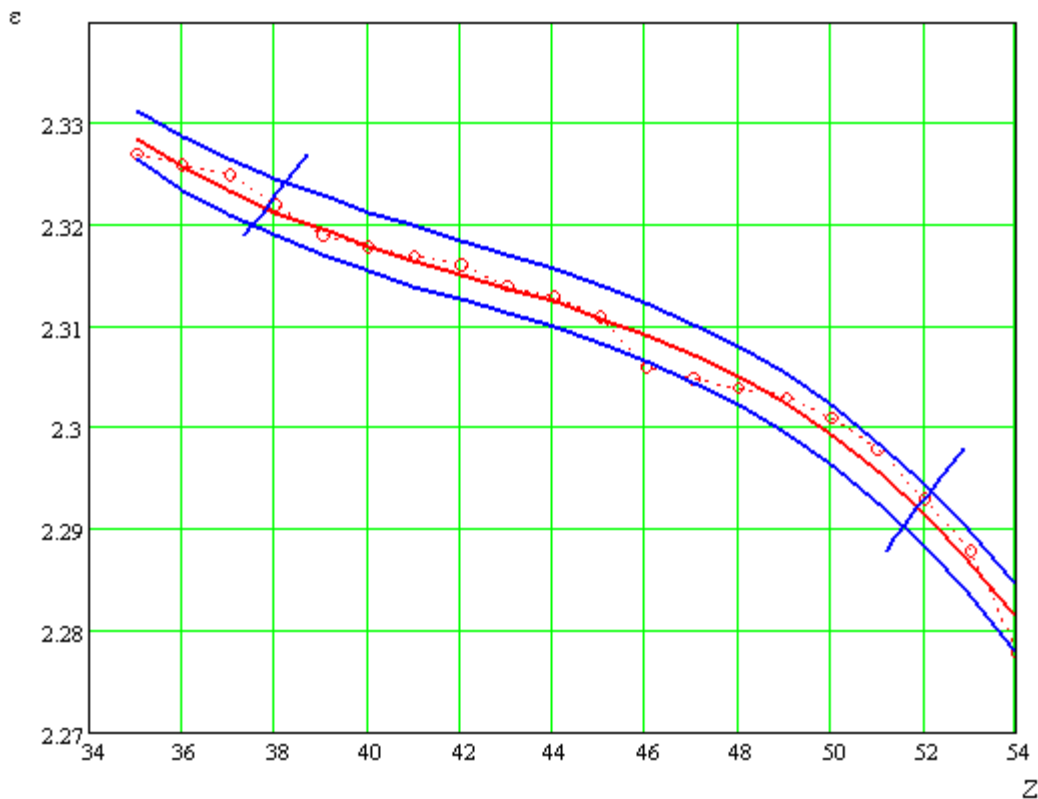


Рис. 2. – Диапазон возможных значений цетановых чисел и диэлектрических проницаемостей стандартных дизельных топлив

На рисунке 1 показано распределение возможных диэлектрических проницаемостей для разных марок бензинов, аппроксимированное по границам диапазонов. Таким образом, выявлено, что октановое число и диэлектрическая проницаемость стандартных бензинов взаимосвязаны в соответствии с графиком на рисунке 2. Среднестатистическая аналитическая зависимость $\varepsilon(\Omega)$ для товарных (стандартных) бензинов имеет вид [11] (средняя линия на рисунке 2):

$$\varepsilon = 3,179 - 0,03\Omega + 1,977 \times 10^{-4} \Omega^2. \quad (6)$$

Полезна также зависимость $\varepsilon(\Omega)$:

$$\Omega = -6,603 \times 10^3 + 6,278 \times 10^3 \varepsilon - 1,470 \times 10^3 \varepsilon^2. \quad (7)$$

Отметим, что полученные графики несколько отличаются по виду и количественным оценкам от аналогичных графиков, приведённых в [1]. Анализ показывает, что метод имеет максимальную чувствительность при измерении октановых чисел в диапазоне от 88 до 93. Из графика

видно, что, начиная с октанового числа 95, чувствительность несколько падает. Это связано с тем, что при получении высокооктановых бензинов применяется изооктан, бутаны и изопентан, которые при большом октановом числе имеют низкую диэлектрическую проницаемость.

Для исследования зависимости цетанового числа и диэлектрической проницаемости дизельных топлив проведём аналогичные сопоставления. Цетановые числа Z и диэлектрическая проницаемость ε компонентов дизельных топлив приведены в таблице 3. Типичный компонентный состав дизельных топлив с цетановым числом и диэлектрической проницаемостью компонентов показан в таблице 4. Диапазоны изменений и средние значения диэлектрических проницаемостей с учётом возможного компонентного состава, приведены в таблице 5. Диапазоны изменений ε по маркам дизельных топлив показаны в таблице 6.

Регрессия по средним значениям табл. 5 определяет аналитическую зависимость между цетановым числом Z и диэлектрической проницаемостью ε [1,11]:

$$\varepsilon = 3,196 - 0,06 \times Z + 1,389 \times 10^{-3} Z^2 - 1,097 \times 10^{-5} Z^3, \quad (8)$$

$$Z = -1,391 \times 10^6 + 1,797 \times 10^6 \varepsilon - 7,737 \times 10^5 \varepsilon^2 + 1,11 \times 10^5 \varepsilon^3. \quad (9)$$

Формулы (8), (9) справедливы в диапазоне цетановых чисел $Z = 37 \div 53$ и отличаются от известных более высокой точностью, так как получены с учётом

статистических вариаций компонентного состава.

Проведённые исследования дают основания сделать вывод о жёсткой среднестатистической зависимости между параметрами детонационной стойкости и диэлектрической проницаемости стандартных углеводородных топлив.

Таблица 3. – Цетановые числа и диэлектрическая проницаемость компонентов дизельных топлив

Углеводороды	Цетановое число, Z	Диэлектрическая проницаемость, ε
Нормальные парафины		
Гептан	56,3	1,835
Октан	63,8	1,942
Декан	76,9	1,986
Додекан	87,6	2,014
Тетрадекан	96,1	2,031
Гексадекан (цетан)	100	2,063
Октадекан	102,6	2,071
Олефиновые		
Октен-1	40,5	2,084
Децен-1	60,2	2,237
Додецен-1	71,3	2,241
Тетрадецен-1	82,1	
Гексадецен (цетен)	84,2	2,285
Октадиен-1	90,0	2,290
Нафтеновые		
Метилциклогексан	20	2,260
Дициклогексан	47,4	2,112
Декалин	42,1	2,099
Ароматические		
Гексаметилбензол	26,0	2,582
α-метилнафталин	0,0	2,664

Таблица 4. – Компонентный состав дизельных топлив и их характеристики

Наименование компонента	Содержание, %	Диапазон цетановых чисел	Диапазон диэлектрических проницаемостей
Алканы, олефины (парафиновые)	10-40	56-102	1,9-2,3
Цикланы (нафтеновые)	20-60	20-47	2,1-2,3
Ароматические	14-30	0-26	2,5-2,7
Присадки (пероксиды, алкилнитраты)	0-0,5	500-600	5-20
Прочие соединения (сера, смолы)	0,1-1,5	0	2,0-5

Таблица 5. – Расчётные значения диэлектрических проницаемостей дизельных топлив с учётом возможного компонентного состава

Цетановое число, Z	Предельный диапазон, ε	Среднее значение, ε _{ср}	Цетановое число, Z	Предельный диапазон, ε	Среднее значение, ε _{ср}
35	2.325-2.330	2.327	45	2.308-2.314	2.311
36	2.324-2.329	2.326	46	2.303-2.309	2.306
37	2.322-2.328	2.325	47	2.302-2.308	2.305
38	2.320-2.326	2.322	48	2.302-2.307	2.304
39	2.316-2.321	2.318	49	2.300-2.306	2.303

40	2.316-2.322	2.318	50	2.298-2.304	2.301
41	2.315-2.320	2.317	51	2.295-2.301	2.298
42	2.313-2.319	2.316	52	2.290-2.296	2.293
43	2.312-2.318	2.314	53	2.284-2.290	2.288
44	2.311-2.317	2.313	54	2.275-2.282	2.278

Таблица 6. – Диапазоны изменений диэлектрических проницаемостей по маркам дизельных топлив

Марка дизтоплива	Летнее (Л)	Зимнее (З)	Зимнее северное, (ЗС)	Арктическое (А)	Специальное (ДС)
Допустимый диапазон цетановых чисел	47-51	45-49	40-42	38-42	50-52
Диапазон ϵ	2,295-2,308	2,300-2,314	2,313-2,322	2,313-2,326	2,290-2,304
Нормированное значение ϵ	2,302	2,307	2,318	2,320	2,297

Библиографический список

1. Гуреев, А. А. Квалификационные методы испытаний нефтяных топлив [Текст] / А. А. Гуреев, Е. П. Сергеев, В. С. Азеев. – М.: Химия, 1984. – 48 с.
2. Рудин, М. Г. Справочник нефтепереработчика [Текст] / М. Г. Рудин. – М.: Химия, 1986. – 489 с.
3. Школьников, В. М. Товарные нефтепродукты. Свойства и применение [Текст]: справочник / В. М. Школьников. – М.: Химия, 1978. – 384 с.
4. Чулков, П. В. Топлива и смазочные материалы: ассортимент, качество, применение, экология [Текст] / П. В. Чулков, И. П. Чулков. – М.: Политехника, 1996. – 196 с.
5. Эмме, Ф. Диэлектрические измерения [Текст] / Ф. Эмме. – М.: Химия, 1967. – 287 с.
6. Данилов, А. М. Присадки и добавки [Текст] / А. М. Данилов. – М.: Химия, 1996. – 143 с.
7. Емельянов, В. Е. Бензино-этанольное топливо и способ определения содержания этанола и других оксигенатов в бензине [Текст] / В. Е. Емельянов [и др.] // Нефтепереработка и нефтехимия. – 1998. – №11. – С. 54-59.
8. Надь, Ш. Б. Диэлектрометрия [Текст] / Ш. Б. Надь. – М.: Энергия, 1976. – 208 с.
9. Ахадов, Я. Ю. Диэлектрические свойства чистых жидкостей [Текст] / Я. Ю. Ахадов. – М.: Издательство стандартов, 1972. – 278 с.
10. Шахпаронов, М. И. Жидкие углеводороды и нефтепродукты [Текст] / М. И. Шахпаронов, Л. П. Филиппов. – М.: МГУ, 1998. – 211 с.
11. Скворцов Б. В. Электрофизические устройства контроля качества углеводородных топлив [Текст] / Б. В. Скворцов. – Самара: Издательство СГАУ, 2000. – 264 с.

References

1. Gureyev, A. A. Qualifying methods of testing oil fuels / A. A. Gureyev, Ye. P. Sergeev, V. S. Azeyev. – Moscow: Khimiya (Chemistry), 1984. – 48 p.
2. Rudin, M. G. Reference book on oil refining / M. G. Rudin. – Moscow: Khimiya (Chemistry), 1986. – 489 p.
3. Shkolnikov, V. M. Commodity oil products. Properties and application: reference book / V. M. Shkolnikov. – Moscow: Khimiya (Chemistry), 1978. – 384 p.
4. Tchulkov, P. V. Fuels and lubricants: range, quality, application, ecology / P. V. Tchulkov, I. P. Tchulkov. – Moscow: Polytechnica, 1996. – 196 p.
5. Emme, F. Dielectric measurements / F. Emme. – Moscow: Khimiya (Chemistry), 1967. – 287 p.
6. Danilov, A. M. Additives / A. M. Danilov. – Moscow: Khimiya (Chemistry), 1996. – 143 p.
7. Yemelyanov, V. Ye. Gasoline-ethanol fuels and a way of determining the content of

- ethanol and others oxygenates in gasoline / V. Ye. Yemelyanov [et al.] // Oil refining and petrochemistry. – 1998. – No.11. – PP. 54-59.
8. Nad, S. B. Dielectrical measurements / S. B. Nad. – Moscow: Energiya (Energy), 1976. – 208 p.
9. Akhadov, Ya. Yu. Dielectrical properties of pure liquids / Ya. Yu. Akhadov. – Moscow: Izdatelstvo standartov (Standards publishers), 1972. – 278 p.
10. Shakhparonov, M. I. Liquid hydrocarbons and oil products / M. I. Shakhparonov, L. P. Filippov. – Moscow: Moscow State University, 1998. – 211 p.
11. Skvortsov, B. V. Electrophysical devices for testing the quality of hydrocarbon fuels / B. V. Skvortsov. – Samara: SSAU publishing house, 2000. – 264 p.

DETERMINING THE INTERRELATION BETWEEN DETONATION CHARACTERISTICS INDICATORS AND ELECTRODYNAMIC PARAMETERS OF HYDROCARBON FUELS ON THE BASIS OF STATISTICAL MODELLING OF COMPONENTAL STRUCTURE

© 2010 B. V. Skvortsov, Ye. A. Silov, A. V. Solntseva

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The paper deals with the componental structure of hydrocarbon fuels and their relation to detonation and electrical characteristics. Limiting and weighted average ranges of variation of dielectric permeabilities of standard petroleum brands with different additives present are calculated.

Componental structure of a fuel, detonation characteristics, geometrical parameters, algorithms of processing.

Информация об авторах

Скворцов Борис Владимирович, доктор технических наук, профессор, научный руководитель НИЛ «Аналитические приборы и системы», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), академик метрологической академии Российской Федерации, aps@ssau.ru. Область научных интересов: аналитическое приборостроение.

Силов Евгений Альбертович, младший научный сотрудник НИЛ «Аналитические приборы и системы», аспирант Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета), aps@ssau.ru. Область научных интересов: аналитическое приборостроение.

Солнцева Александра Валерьевна, студент Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета), старший лаборант НИЛ «Аналитические приборы и системы», aps@ssau.ru. Область научных интересов: аналитическое приборостроение.

Skvortsov Boris Vladimirovitch, doctor of technical science, professor, scientific supervisor of the research laboratory “Analytical devices and systems”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), academician of the Metrological Academy of the Russian Federation, aps@ssau.ru. Area of research: analytical device construction.

Silov Yevgeny Albertovitch, junior researcher of the research laboratory “Analytical devices and systems”, post-graduate student of Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), aps@ssau.ru. Area of research: analytical device construction.

Solntseva Alexandra Valeryevna, undergraduate student of Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), chief laboratory assistant of the research laboratory “Analytical devices and systems”, aps@ssau.ru. Area of research: analytical device construction.

УДК 532.526.4

ПОЛУЧЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЯ ТЕПЛОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ОСНОВЕ ВВЕДЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ

© 2010 Е. В. Стефанюк, И. В. Кудинов

Самарский государственный технический университет

С использованием математической модели теплового пограничного слоя, представленной в виде интегрального уравнения Г. Н. Кружилина, на основе введения дополнительных граничных условий разработана методика получения приближённого аналитического решения исходного дифференциального уравнения (уравнения Польшаузена), позволяющая получать решения с заданной степенью точности. Проведено уточнение критериальной зависимости для определения коэффициента теплоотдачи на границе жидкость-стенка, уточнены формулы для определения теплового пограничного слоя. Проведён анализ распределения изотерм в пределах теплового пограничного слоя, исследованы скорости движения изотерм по поперечной координате в зависимости от величины продольной переменной.

Тепловой пограничный слой, фронт температурного возмущения, дополнительные граничные условия, интегральный метод теплового баланса, изотермы, скорости движения изотерм.

Известно, что теплообмен между жидкостью и стенкой в значительной степени определяется процессами, протекающими в пограничном слое вблизи стенки. Интенсивность теплообмена характеризуется величиной коэффициентов теплоотдачи на границе жидкость-стенка. Для их определения необходимо иметь аналитическое решение задачи о распределении температуры в тепловом пограничном слое. Точные аналитические решения подобных задач в настоящее время не получены. Приближённые аналитические решения через решение интегральных уравнений Кармана и Польшаузена найдены лишь в первом приближении – их отличие от решений, полученных численным интегрированием исходных дифференциальных уравнений, находится в пределах 8 – 10 %.

При обтекании тела потоком жидкости, имеющей скорость v (скорость невозмущённого потока), вблизи поверхности тела образуется слой $\delta(x)$ (гидродинамический пограничный слой), в пределах которого скорость течения изменяется от нуля на стенке до скорости невозмущённого потока (рис. 1).

При наличии разности температур между стенкой и набегающим потоком вблизи стенки наряду с гидродинамическим образуется также тепловой пограничный слой $\Delta(x)$, в пределах которого температура

среды изменяется от $t_{ст}$ до температуры невозмущённого потока $t_{ср}$ ($t_{ст} < t_{ср}$), где $t_{ст}$ – температура стенки (рис. 2).

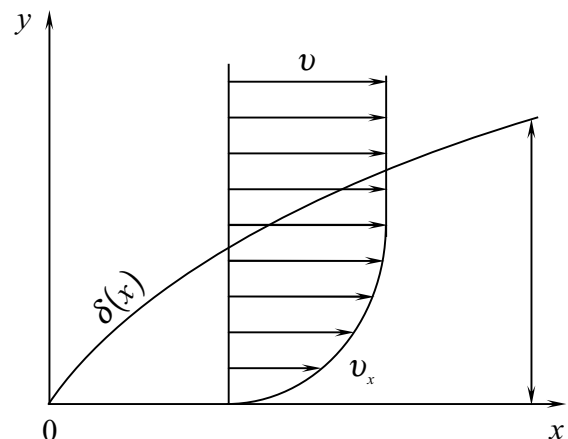


Рис. 1. Схема гидродинамического пограничного слоя

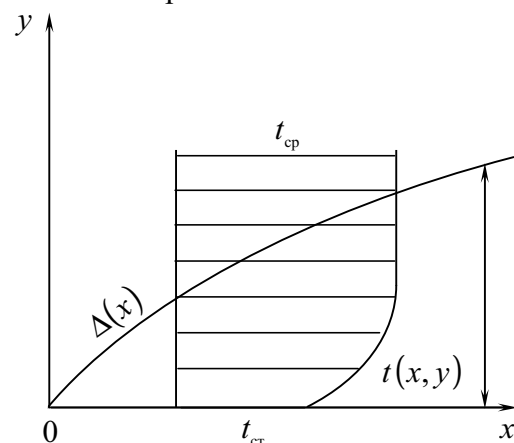


Рис. 2. Схема теплового пограничного слоя

Таким образом, гидродинамический и тепловой пограничные слои представляют собой границы соответствующих фронтов возмущения, отделяющие возмущённый поток от невозмущённого.

Теплообмен в тепловом пограничном слое (рис. 2) описывается уравнением энергии (известным под названием уравнения Польгаузена [1] – [3]) и соответствующими граничными условиями

$$v_x \frac{\partial t(x, y)}{\partial x} + v_y \frac{\partial t(x, y)}{\partial y} = a \frac{\partial^2 t(x, y)}{\partial y^2} \quad (1)$$

$$(0 \leq y \leq \Delta(x); \quad 0 \leq x < \infty);$$

$$t(x, 0) = t_{ст}; \quad (2)$$

$$t(x, \Delta) = t_{ср}; \quad (3)$$

$$\partial t(x, \Delta) / \partial y = 0, \quad (4)$$

где t – температура; v_x, v_y – составляющие скорости по координатным осям; x, y – координаты; a – коэффициент температуропроводности.

Соотношения (3), (4) представляют условия сопряжения прогретой и непрогретой зон. Условие (3) означает, что температура на границе теплового пограничного слоя (на границе фронта температурного возмущения) равна температуре невозмущённого потока $t_{ср}$. Согласно условию (4) тепловой поток не распространяется за пределы пограничного слоя. Математическое доказательство условий (3), (4) дано в [7].

Для получения ещё одного граничного условия запишем уравнение (1) применительно к точке $y = 0$. Так как в этом случае $v_x(0) = v_y(0) = 0$, то получим граничное условие вида (по сути это есть первое дополнительное граничное условие)

$$\frac{\partial^2 t(x, 0)}{\partial y^2} = 0. \quad (5)$$

Получение аналитического решения задачи (1) – (5) представляет значительные математические трудности [1, 3]. Поэтому потребуем, чтобы искомое решение удовлетворяло не уравнению (1), а некоторому осредненному уравнению (1), проинтегрированному по переменной y в

пределах толщины теплового пограничного слоя $\Delta(x)$:

$$\int_0^{\Delta} v_x \frac{\partial t(x, y)}{\partial x} dy + \int_0^{\Delta} v_y \frac{\partial t(x, y)}{\partial y} dy = a \int_0^{\Delta} \frac{\partial^2 t(x, y)}{\partial y^2} dy. \quad (6)$$

Определив интегралы в (6), после некоторых преобразований получим следующее интегральное уравнение, впервые полученное Польгаузеном [1]:

$$\frac{d}{dx} \int_0^{\Delta} v_x [t_{ср} - t(x, y)] dy = a \frac{\partial t(x, 0)}{\partial y}. \quad (7)$$

Уравнение (7) можно также получить из рассмотрения балансовых соотношений по тепловым потокам в пределах теплового пограничного слоя [3].

Введём избыточную температуру по соотношению $T = t - t_{ст}$. Тогда $T_{ср} = t_{ср} - t_{ст}$. Интегральное уравнение (7) и граничные условия (2) – (4) для избыточной температуры примут вид

$$\frac{d}{dx} \int_0^{\Delta} v_x [T_{ср} - T(x, y)] dy = a \frac{\partial T(x, 0)}{\partial y}; \quad (8)$$

$$T(x, 0) = 0; \quad (9)$$

$$T(x, \Delta) = T_{ср}; \quad (10)$$

$$\frac{\partial T(x, \Delta)}{\partial y} = 0; \quad (11)$$

$$\frac{\partial^2 T(x, 0)}{\partial y^2} = 0. \quad (12)$$

Найдём решение задачи (8) – (12), используя формулы для определения скорости v_x в пределах гидродинамического пограничного слоя [4]. Формула для v_x в первом приближении имеет вид

$$v_x = v \left[\frac{3}{2} \frac{y}{\delta} - \frac{1}{2} \left(\frac{y}{\delta} \right)^3 \right], \quad (13)$$

где v – скорость невозмущённого набегающего потока; $\delta(x)$ – толщина гидродинамического пограничного слоя, определяемая по формуле

$$\delta(x) = 4,64\sqrt{vx/\nu}, \quad (14)$$

где ν – коэффициент кинематической вязкости.

Возникновение пограничных слоёв (гидродинамического и теплового) обусловлено переносом импульса и теплоты по направлению поперечной координаты y . Следовательно, толщина каждого из пограничных слоёв определяется интенсивностью соответствующего процесса переноса. Так как характеристикой интенсивности переноса импульса является кинематический коэффициент вязкости, а теплоты – коэффициент температуропроводности, то соотношение толщин этих двух пограничных слоёв должно зависеть от соотношения коэффициентов переноса, т. е. от величины критерия $Pr = \nu/a$. Чем больше величина критерия Прандтля, тем более интенсивным является поперечный перенос импульса по сравнению с переносом теплоты, и, следовательно, тем больше в этом случае будет толщина гидродинамического слоя по сравнению с тепловым.

Ввиду того, что толщины гидродинамического и теплового пограничных слоёв должны подчиняться условию $\Delta(x) \leq \delta(x)$ [1] – [3], то величина критерия Прандтля должна удовлетворять условию $Pr \geq 1$. Это условие приближённо выполняется для газов ($Pr \approx 0,75$) и для неэлектропроводных жидкостей ($Pr > 1$) и не выполняется для жидких металлов ввиду высокого значения коэффициента температуропроводности ($10^{-3} \leq Pr \leq 10^{-2}$).

Решение задачи (8) – (12) принимается в виде

$$T(x, y) = \sum_{k=0}^n a_k(\Delta) y^k, \quad (15)$$

где $a_k(\Delta)$ – неизвестные коэффициенты, определяемые из граничных условий (9) – (12). После определения коэффициентов $a_k(k = 0, 3)$ соотношение (15) принимает вид

$$\frac{T}{T_{cp}} = \frac{3}{2} \frac{y}{\Delta} - \frac{1}{2} \left(\frac{y}{\Delta} \right)^3, \quad (16)$$

где $\Delta(x)$ – толщина теплового пограничного слоя.

Подставив (13) и (16) в интегральное уравнение (8), найдём

$$\frac{d}{dx} \left\{ T_{cp} \nu \delta \left[\frac{3}{20} \left(\frac{\Delta}{\delta} \right)^2 - \frac{3}{280} \left(\frac{\Delta}{\delta} \right)^4 \right] \right\} = a \frac{dT(x, 0)}{dy}. \quad (17)$$

Дифференцируя (16) по переменной y , применительно к $y = 0$ будем иметь

$$\frac{\partial T(x, 0)}{\partial y} = \frac{3}{2} \frac{T_{cp}}{\Delta}. \quad (18)$$

Если принять $\Delta < \delta$, то вторым членом в левой части уравнения (17) можно пренебречь. Тогда соотношение (17) с учётом (18) примет вид

$$\nu \frac{d}{dx} (\beta^2 \delta) = 10 \frac{a}{\beta \delta}, \quad (19)$$

где $\beta = \Delta/\delta$.

Ввиду независимости величины β от координаты x , $d\beta/dx = 0$. Отсюда получаем

$$\frac{1}{10} \nu \beta^3 \delta \frac{d\delta}{dx} = a. \quad (20)$$

Подставив (14) в (20), найдём

$$\Delta(x) = \frac{4,64x}{\sqrt{Re_x} \cdot \sqrt[3]{Pr}}, \quad (21)$$

где $Re_x = \nu x/\nu$, $Pr = \nu/a$.

Соотношения (16), (21) определяют решение задачи (8) – (12) в первом приближении. Результаты расчётов относительных избыточных температур $\Theta = T/T_{cp} = (t - t_{ct}) / (t_{cp} - t_{ct})$ по формуле (16) в сравнении с точным решением [1] представлены на рис. 3. Их анализ приводит к заключению о том, что расхождение полученных по формуле (16) значений температур от точных их значений находится в пределах 5 – 11%. Причём максимальное расхождение наблюдается вблизи верхней границы теплового пограничного слоя.

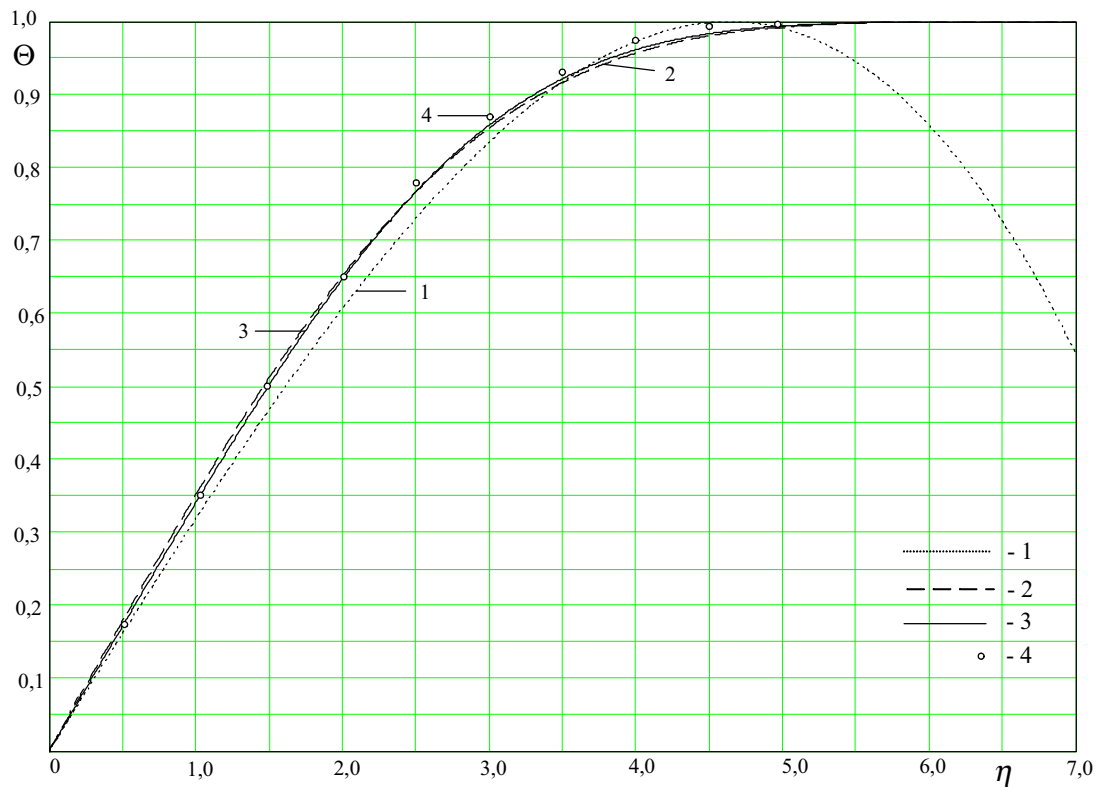


Рис. 3. Распределение безразмерных температур $\Theta = T/T_{cp}$ в зависимости от безразмерной координаты $\eta = y\sqrt{v/vx}$. 1, 2, 3 – соответственно первое, второе и третье приближения; 4 – точное решение [1]

Соотношение (16) благодаря полиномиальной зависимости температуры от координаты y позволяет построить линии изотерм в пределах толщины теплового пограничного слоя в координатах “ $y - x$ ” (рис. 4). Задавая любые постоянные значения безразмерной температуры $T/T_{cp} = \Theta$, для различных значений координаты x можно найти такие y , которые удовлетворяют соотношению (16).

Анализ распределения изотерм позволяет заключить, что все они ($0 \leq \Theta \leq 1$) возникают на поверхности стенки в точке $x = 0, y = 0$. Изотерма нулевой температуры $\Theta = 0$ совпадает с осью x . Изотерма единичной температуры $\Theta = 1$ совпадает с линией теплового пограничного слоя. Отмечается сгущение изотерм вблизи стенки и их разрежение вблизи границы, отделяющей возмущённый поток от невозмущённого.

На основе графиков рис. 4 по соотношению $W = \Delta y/\Delta x$ определяются скорости перемещения изотерм по координате y в зависимости от координаты x (рис. 5). Их анализ позволяет сделать вывод

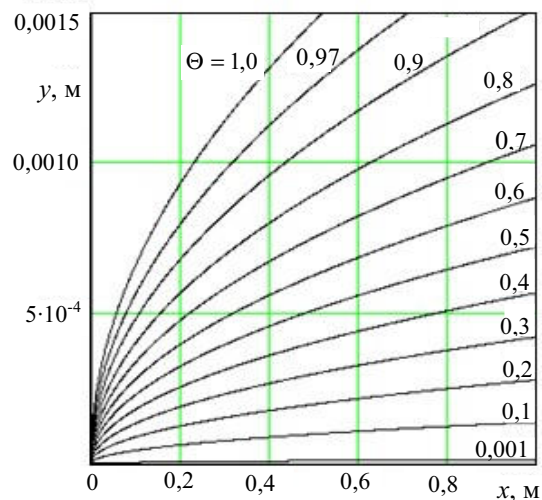


Рис. 4. График распределения изотерм $\Theta = T/T_{cp}$ в тепловом пограничном слое.

$$Pr = \nu/a = 1, \nu = 5 \text{ м/с}$$

о том, что максимальную скорость перемещения имеет единичная изотерма. Скорость перемещения нулевой изотермы равна нулю. Все изотермы возникают на поверхности стенки в точке $x = 0, y = 0$, имея при этом бесконечно большие начальные скорости. Затем по мере продвижения изотерм по координате y в зависимости от координаты x их скорости существенно

уменьшаются с последующей стабилизацией изменения по закону, близкому к линейному. Отметим, что наибольший градиент скорости имеют изотермы малого потенциала на относительно небольшом расстоянии по координате x .

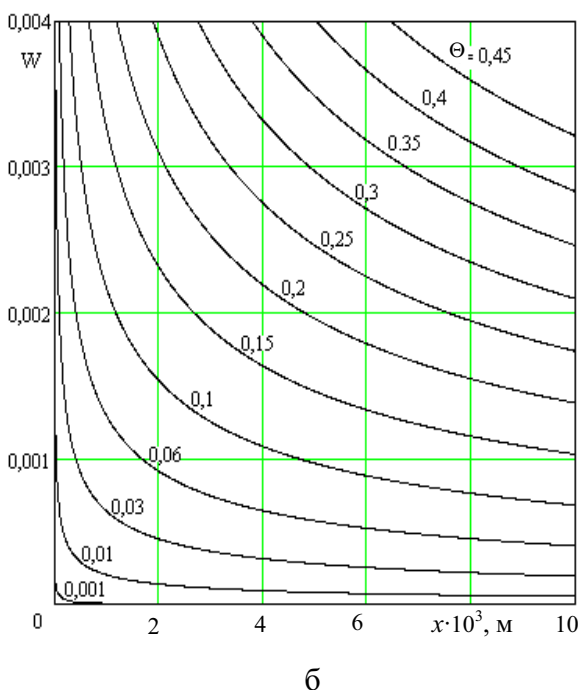
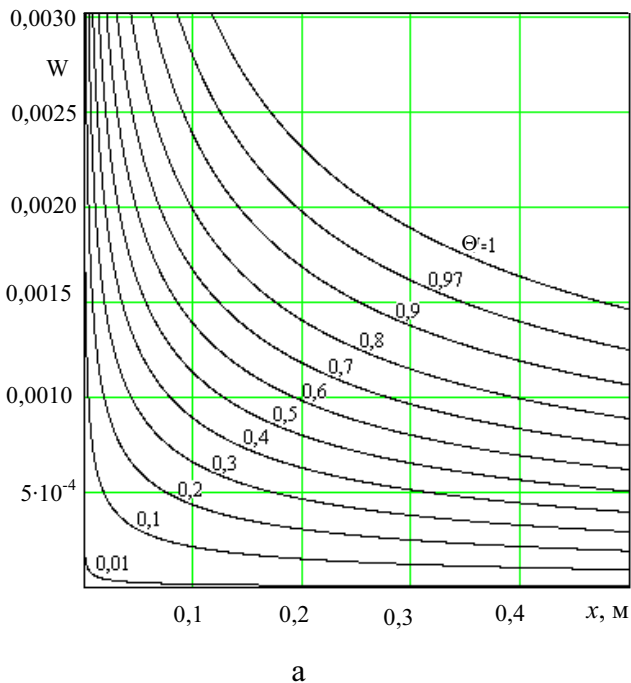


Рис. 5. Графики изменения скоростей движения изотерм $W = \Delta y / \Delta x$ по координате y в зависимости от координаты x

Для повышения точности решения задачи (1) – (5) необходимо увеличивать степень полинома (15). Для определения

вновь возникающих при этом неизвестных коэффициентов $a_k(\Delta)$ будем привлекать дополнительные граничные условия. Принцип их получения заключается в следующем [4] – [6]. Для получения первых из них уравнение (1) применяется в точках $y = 0$ и $y = \Delta$. Именно таким путём было получено дополнительное граничное условие (5). Для получения второго дополнительного граничного условия применим уравнение (1) к точке $y = \Delta(x)$, которое с учётом (4) будет иметь вид

$$\frac{\partial t(x, \Delta)}{\partial x} = \frac{a}{v_x} \frac{\partial^2 t(x, \Delta)}{\partial y^2}. \tag{22}$$

Дифференцируя (2) по переменной x и сравнивая полученное соотношение с (22), находим второе дополнительное граничное условие (первым из них является соотношение (5)) вида

$$\frac{\partial^2 t(x, \Delta)}{\partial y^2} = 0. \tag{23}$$

Для получения третьего дополнительного граничного условия продифференцируем уравнение (1) по переменной y и применим полученное соотношение для точки $y = \Delta(x)$:

$$\frac{\partial v_x}{\partial y} \frac{\partial t(x, \Delta)}{\partial x} + v_x \frac{\partial^2 t(x, \Delta)}{\partial x \partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial y} \frac{\partial t(x, \Delta)}{\partial y} + v_y \frac{\partial^2 t(x, \Delta)}{\partial y^2} = a \frac{\partial^3 t(x, \Delta)}{\partial y^3}. \tag{24}$$

Соотношение (24) с учётом (4), (5), а также того, что $(\partial v_x / \partial y)_{y=\delta(x)} = 0$, примет вид

$$\frac{\partial^2 t(x, \Delta)}{\partial x \partial y} = \frac{a}{v_x} \frac{\partial^3 t(x, \Delta)}{\partial y^3}. \tag{25}$$

Дифференцируя (4) по переменной x и сравнивая полученное соотношение с (25), находим третье дополнительное граничное условие:

$$\frac{\partial^3 t(x, \Delta)}{\partial y^3} = 0. \quad (26)$$

Подставляя (15) при $n = 6$ в граничные условия (2) – (5), (23), (26), относительно неизвестных коэффициентов a_k ($k = \overline{0, 5}$) будем иметь систему шести алгебраических линейных уравнений (отметим, что все дополнительные граничные условия для t и T идентичны). Её решение имеет вид

$$a_0 = 0; \quad a_1 = \frac{5 T_{cp}}{2 \Delta}; \quad a_2 = 0; \quad a_3 = -5 \frac{T_{cp}}{\Delta^3};$$

$$a_4 = 5 \frac{T_{cp}}{\Delta^4}; \quad a_5 = -\frac{3 T_{cp}}{2 \Delta^5}.$$

Подставляя найденные значения коэффициентов a_k в (15), находим

$$\frac{T(x, y)}{T_{cp}} = \frac{5 y}{2 \Delta} - 5 \left(\frac{y}{\Delta}\right)^3 + 5 \left(\frac{y}{\Delta}\right)^4 - \frac{3}{2} \left(\frac{y}{\Delta}\right)^5. \quad (27)$$

Формула для распределения скорости во втором приближении имеет вид [4]:

$$v_x = v \left[\frac{5 y}{2 \delta} - 5 \left(\frac{y}{\delta}\right)^3 + 5 \left(\frac{y}{\delta}\right)^4 - \frac{3}{2} \left(\frac{y}{\delta}\right)^5 \right], \quad (28)$$

где

$$\delta(x) = 7,0356 \sqrt{vx/v}. \quad (29)$$

Подставив (27) и (28) в интегральное уравнение (8) и определив интегралы относительно неизвестной функции $\Delta(x)$, получаем следующее обыкновенное дифференциальное уравнение:

$$\frac{v}{5544 dx} \left(660 \frac{\Delta^2}{\delta} - 165 \frac{\Delta^4}{\delta^3} + 77 \frac{\Delta^5}{\delta^4} - 12 \frac{\Delta^6}{\delta^5} \right) = \frac{5 a}{2 \Delta}. \quad (30)$$

Ввиду того, что $\Delta < \delta$, то всеми членами в левой части соотношения (30), кроме первого, можно пренебречь:

$$\frac{165}{1388} v \frac{d}{dx} (\beta^2 \delta) = \frac{5 a}{2 \beta \delta}.$$

Так как величина $\beta = \Delta/\delta$ не зависит от x , то последнее уравнение приводится к виду

$$\frac{1}{21} v \beta^3 \delta \frac{d\delta}{dx} = a. \quad (31)$$

Подставляя (29) в (31), находим

$$\Delta(x) = \frac{6,661x}{\sqrt{\frac{vx}{v}} \cdot \sqrt[3]{\frac{v}{a}}}. \quad (32)$$

Соотношения (27), (32) представляют решение задачи (1) – (5) во втором приближении. Результаты расчётов безразмерных температур $\Theta = T/T_{cp}$ по формуле (27) показаны на рис. 3. Их анализ позволяет сделать вывод о том, что уточнение решения во втором приближении по сравнению с первым составляет около 3 % для $0,5 \leq \eta \leq 3,0$, а вблизи границы теплового пограничного слоя ($\eta > 5,0$) полученное во втором приближении решение практически совпадает с точным.

Соотношение (27) точно удовлетворяет всем основным (2) – (4) и дополнительным (5), (23), (26) граничным условиям, а также интегральному уравнению (8). По сравнению с первым приближением в данном случае наблюдается более точное выполнение уравнения (1) ввиду выполнения дополнительных граничных условий, согласно которым уравнение (1) точно выполняется в точках $y = 0$ и $y = \Delta(x)$, т. е. на границе фронта температурного возмущения. Так как фронт температурного возмущения изменяется в диапазоне всего рассматриваемого участка координаты y , то, следовательно, уточнение выполнения уравнения (1) происходит внутри всей области изменения искомой функции.

Найдём дополнительные граничные условия, необходимые для получения решения задачи в третьем приближении. Для этого продифференцируем уравнение (1) по переменной y и запишем полученное соотношение для точки $y = 0$:

$$\frac{\partial v_x}{\partial y} \frac{\partial t(x, 0)}{\partial x} + v_x \frac{\partial^2 t(x, 0)}{\partial x \partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial y} \frac{\partial t(x, 0)}{\partial y} +$$

$$+v_y \frac{\partial^2 t(x,0)}{\partial y^2} = a \frac{\partial^3 t(x,0)}{\partial y^3}. \quad (33)$$

Продифференцируем граничное условие (2) по переменным x и y :

$$\frac{\partial t(x,0)}{\partial x} = 0; \quad \frac{\partial t(x,0)}{\partial y} = 0. \quad (34)$$

Соотношение (33) с учётом (34) и $v_x|_{y=0} = v_y|_{y=0} = 0$ приводится к виду

$$\frac{\partial^3 t(x,0)}{\partial y^3} = 0. \quad (35)$$

Соотношение (35) представляет первое дополнительное граничное условие третьего приближения.

Аналогично, путём двух- и трехкратного дифференцирования уравнения (1) по переменной y и сравнения полученных соотношений с основными и дополнительными граничными условиями и производными от них по переменной x , применительно к точке $y = \Delta(x)$ получаем второе и третье дополнительные граничные условия:

$$\frac{\partial^4 t(x, \Delta)}{\partial y^4} = 0; \quad \frac{\partial^5 t(x, \Delta)}{\partial y^5} = 0. \quad (36)$$

Граничные условия (2) – (5), (23), (26), (35), (36) позволяют найти уже девять неизвестных коэффициентов $a_k(\Delta)$ ($k = \overline{0, 8}$) ряда (15). Подставив (15) в перечисленные граничные условия, относительно неизвестных коэффициентов $a_k(\Delta)$ получим систему девяти алгебраических линейных уравнений. Её решение имеет вид:

$$a_0=0; \quad a_1=\frac{8T_{cp}}{3\Delta}; \quad a_2=0; \quad a_3=0; \quad a_4=\frac{70T_{cp}}{3\Delta^4};$$

$$a_5=56\frac{T_{cp}}{\Delta^5}; \quad a_6=-56\frac{T_{cp}}{\Delta^6}; \quad a_7=\frac{80T_{cp}}{3\Delta^7}; \quad a_8=-5\frac{T_{cp}}{\Delta^8}.$$

Подставляя найденные коэффициенты $a_k(\Delta)$ в (15), находим

$$\frac{T(x,y)}{T_{cp}} = \frac{8y}{3\Delta} - \frac{70}{3}\left(\frac{y}{\Delta}\right)^4 + 56\left(\frac{y}{\Delta}\right)^5 - 56\left(\frac{y}{\Delta}\right)^6 + \frac{80}{3}\left(\frac{y}{\Delta}\right)^7 - 5\left(\frac{y}{\Delta}\right)^8. \quad (37)$$

Формула для распределения скорости v_x в третьем приближении имеет вид [4]:

$$v_x = v \left[\begin{array}{l} \frac{8y}{3\delta} - \frac{70}{3}\left(\frac{y}{\delta}\right)^4 + 56\left(\frac{y}{\delta}\right)^5 \\ -56\left(\frac{y}{\delta}\right)^6 + \frac{80}{3}\left(\frac{y}{\delta}\right)^7 - 5\left(\frac{y}{\delta}\right)^8 \end{array} \right], \quad (38)$$

где

$$\delta(x) = 7,7931\sqrt{vx/v}. \quad (39)$$

Отметим, что в третьем приближении, как и во всех предыдущих, формулы для безразмерных температур и скоростей полностью совпадают, что можно объяснить полной аналогией интегральных уравнений гидродинамического и теплового пограничных слоев, а также всех основных и дополнительных граничных условий.

Подставляя (37) в интегральное уравнение (8), относительно неизвестной функции $\Delta(x)$ приходим к следующему обыкновенному дифференциальному уравнению:

$$\frac{d}{dx} \left\{ -\frac{v}{196911} \left[\begin{array}{l} -19448\frac{\Delta^2}{\delta} + 3672\frac{\Delta^7}{\delta^6} \\ +99\frac{\Delta^9}{\delta^8} + 6644\frac{\Delta^5}{\delta^4} \\ -7344\frac{\Delta^6}{\delta^5} - 935\frac{\Delta^8}{\delta^7} \end{array} \right] \right\} = \frac{8a}{3\Delta}. \quad (40)$$

Так как $\Delta < \delta$, то всеми членами в левой части уравнения (40), кроме первого, можно пренебречь.

$$\frac{19448}{196911} v \left[\frac{d}{dx} (\beta^2 \delta) \right] = \frac{8a}{3\beta\delta}. \quad (41)$$

Учитывая, что $\beta = \Delta/\delta$ не зависит от x , находим

$$\frac{1}{27} \nu \beta^3 \delta \frac{d\delta}{dx} = a. \quad (42)$$

Подставив в (42) соотношение (39), получим

$$\Delta(x) = \frac{7,491x}{\sqrt{\text{Re}_x} \cdot \sqrt[3]{\text{Pr}}}. \quad (43)$$

Соотношения (37), (43) представляют решение задачи (1) – (5) в третьем приближении. Результаты расчётов по формуле (37) в сравнении с точным решением [2] приведены на рис. 3. Их анализ позволяет заключить, что отклонение полученных по формуле (37) безразмерных температур от их точных значений не превышает 2 %.

Дополнительные граничные условия, необходимые для получения решения задачи (1) – (5) в четвёртом приближении, имеют вид

$$\frac{\partial^4 t(x,0)}{\partial y^4} = 0; \quad \frac{\partial^6 t(x,\Delta)}{\partial y^6} = 0; \quad \frac{\partial^7 t(x,\Delta)}{\partial y^7} = 0. \quad (44)$$

После определения неизвестных коэффициентов $a_k(\Delta)$ ($k = \overline{0,11}$) соотношение (15) примет вид

$$\begin{aligned} \frac{T}{T_{cp}} = & \frac{11}{4} \frac{y}{\Delta} - \frac{231}{2} \frac{y^5}{\Delta^5} + 462 \frac{y^6}{\Delta^6} - 825 \frac{y^7}{\Delta^7} + 825 \frac{y^8}{\Delta^8} - \lambda \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_{y=0} = \alpha (T_{cp} - T_{ct}), \quad (49) \\ & - \frac{1925}{4} \frac{y^9}{\Delta^9} + 154 \frac{y^{10}}{\Delta^{10}} - 21 \frac{y^{11}}{\Delta^{11}}. \quad (45) \end{aligned}$$

Формула для скоростей v_x в четвёртом приближении записывается в виде, аналогичном формуле (45), где $\delta(x)$ определяется следующим образом:

$$\delta(x) = 8,2572 \sqrt{\nu x / \nu}. \quad (46)$$

Обыкновенное дифференциальное уравнение относительно $\Delta(x)$ имеет вид

$$\frac{5}{156} \nu \beta^3 \delta \frac{d\delta}{dx} = a. \quad (47)$$

Подставляя (46) в (47), находим

$$\Delta(x) = \frac{8,017x}{\sqrt{\frac{\nu x}{\nu}} \cdot \sqrt[3]{\frac{\nu}{a}}}. \quad (48)$$

Соотношения (45), (48) представляют решение задачи (1) – (5) в четвёртом приближении. Результаты расчётов по формуле (45) показывают, что расхождение с точным решением не превышает 0,5 %. Сравнение результатов расчётов безразмерных температур в первом и четвёртом приближениях показано на рис. 6.

На рис. 7 даны результаты расчётов по формуле (45) для различных значений критерия Прандтля ($Pr = \nu/a = 0,6; 1,0; 3,0; 15,0$) в сравнении с точным решением [1], [2]. Как видно из рисунка, для $Pr = 1; 3; 15$ полученные по формуле (45) значения безразмерных температур $\Theta = T/T_{cp} = (t - t_{ct})/(t_{cp} - t_{ct})$ практически совпадают с их точными значениями. Расхождение результатов, составляющее около 3 %, наблюдается для $Pr = 0,6$, т. е. для газов.

На основе полученных выше зависимостей для скорости и температуры в пределах соответствующих пограничных слоёв и использования дифференциального уравнения конвективной теплоотдачи

можно определить коэффициент теплоотдачи

$$\alpha = \frac{\lambda}{(T_{cp} - T_{ct})} \frac{\partial T(x,0)}{\partial y}, \quad (50)$$

где λ – коэффициент теплопроводности.

Если использовать решение в первом приближении (16), то для коэффициента теплоотдачи получим формулу

$$\alpha = 1,5 \frac{\lambda}{\Delta(x)}. \quad (51)$$

Для решения (45) в четвертом приближении будем иметь

$$\alpha = 2,75 \frac{\lambda}{\Delta(x)}. \quad (52)$$

Подставляя (21) в (51), определим критерий

$$Nu_x = \frac{\alpha x}{\lambda} = 0,3232 \sqrt{Re_x} \sqrt[3]{Pr}. \quad (53)$$

Подставив (48) в (52), получим

$$Nu_x = 0,3430 \sqrt{Re_x} \sqrt[3]{Pr}. \quad (54)$$

Отсюда следует, что расхождение коэффициентов Нуссельта в критериальных уравнениях теплоотдачи в первом и четвертом приближениях составляет 1,98 %.

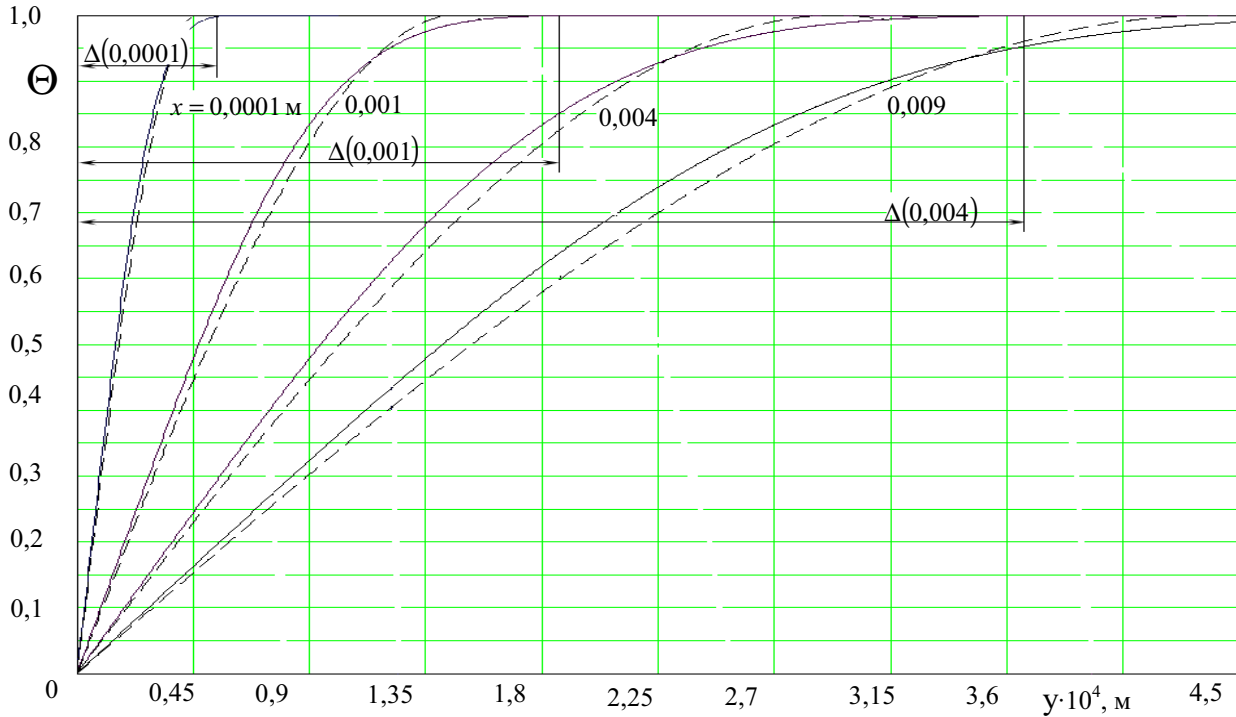


Рис. 6. Изменение безразмерных температур $\Theta = T/T_{cp}$ в пределах теплового пограничного слоя. - - - - по формуле (16) (первое приближение); — — — по формуле (45) (четвертое приближение)

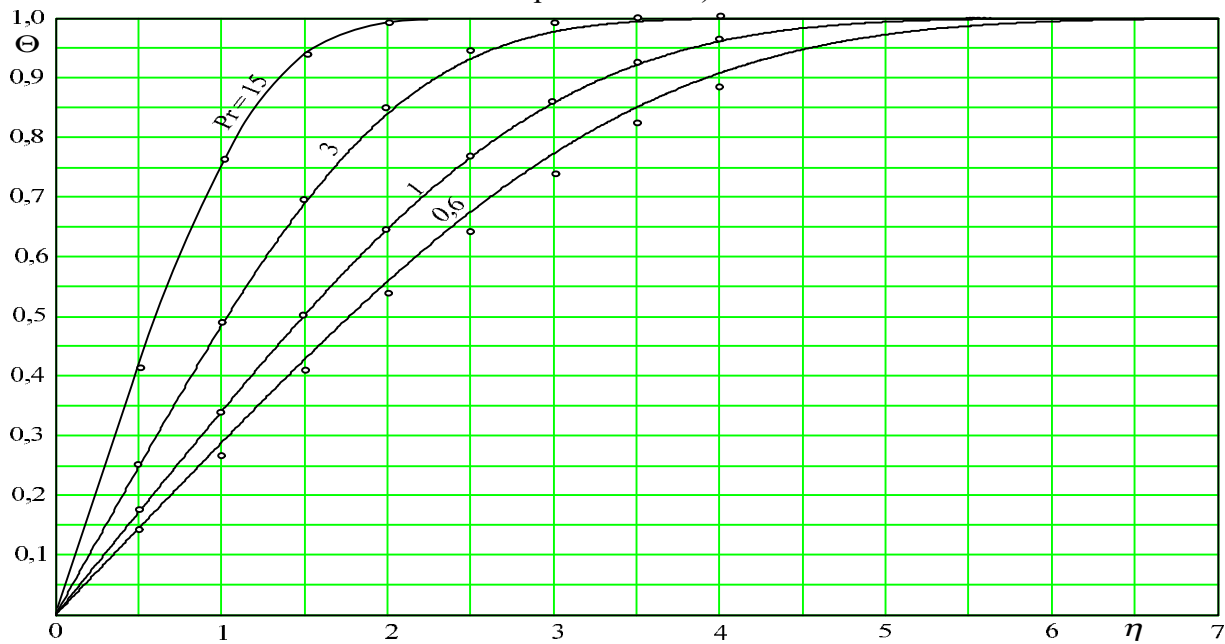


Рис. 7. Распределение безразмерных температур $\Theta = T/T_{cp}$ в зависимости от безразмерной координаты $\eta = y\sqrt{v/\nu x}$ для различных значений критерия Прандтля ($Pr = \nu/a$). — — — по формуле (45); ○ — точное решение [1]

По результатам проведённых исследований можно сделать следующие выводы.

1. На основе математической модели теплового пограничного слоя, включающей интегральное уравнение (7), путём использования дополнительных граничных условий разработана методика получения уточнённых аналитических решений исходного дифференциального уравнения пограничного слоя (1), предложенного Польшаузенем. Дополнительные граничные условия позволяют применять аппроксимационное представление решения с возможностью определения такого числа его слагаемых, которые позволяют получать аналитические решения с заданной степенью точности.

2. Дополнительные граничные условия находятся из дифференциального уравнения Польшаузена путём выполнения этого уравнения и производных от него в граничной точке ($y = 0$) и на фронте температурного возмущения (на границе пограничного слоя). Так как диапазон изменения фронта возмущения охватывает весь диапазон изменения поперечной координаты ($0 \leq y \leq \Delta(x)$), то, следовательно, для всех значений переменной x , которым

соответствуют значения переменной y , обозначающие линию пограничного слоя, уравнение Польшаузена выполняется точно, в чём можно убедиться непосредственной подстановкой соотношений (16), (27), (37), (45) в (7). Расчёты показывают, что с увеличением числа приближений (степени аппроксимирующего полинома) решение всякий раз уточняется.

3. Выполнен анализ распределения изотерм в пределах теплового пограничного слоя и показано их сгущение вблизи поверхности стенки на весьма малом расстоянии по координате y . Проведён анализ изменения скоростей движения изотерм по поперечной координате y в зависимости от величины продольной координаты x и показано, что наибольшее изменение скорости их движения наблюдается в узком пристеночном слое и на незначительном отрезке вдоль координаты x .

4. На основе полученных уточнённых аналитических решений уравнения Польшаузена уточнены формулы для определения коэффициентов теплоотдачи на границе “жидкость-стенка” на величину 1,98 %. Уточнены формулы для определения толщины теплового пограничного слоя.

Библиографический список

1. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст] / Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1969.
2. Юдаев, Б. Н. Теплопередача [Текст]: учебник для вузов / Б. Н. Юдаев. – М.: Высшая школа, 1981.
3. Болгарский, А. В. Термодинамика и теплопередача [Текст] / А. В. Болгарский, Г. А. Мухачев, В. К. Щукин. – М.: Высшая школа, 1975.
4. Стефанюк, Е. В. Получение аналитического решения уравнений гидродинамического пограничного слоя на основе введения дополнительных граничных условий [Текст] / Е. В. Стефанюк, Б. В. Аверин, И. В. Кудинов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Специальный выпуск: “Актуальные вопросы тепло- и массообмена, энергоэффективность, исследование вихревых закрученных потоков”. – Самара. Самарский научный центр РАН, 2008. – С. 39-46.
5. Кудинов, В. А. Теплопроводность и термоупругость в многослойных конструкциях [Текст] / В. А. Кудинов, Б. В. Аверин, Е. В. Стефанюк. – М.: Высшая школа, 2008.
6. Кудинов, В. А. Задачи теплопроводности на основе определения фронта температурного возмущения [Текст] / В. А. Кудинов, Е. В. Стефанюк // Известия АН. Энергетика. – 2008. – №4. – С. 122-138.

References

1. Schlichting, G. Boundary layer theory / G. Schlichting. – Moscow: Nauka (Science), 1969.
2. Yudayev, B. N. Heat transfer: Textbook for higher school / B. N. Yudayev. – Moscow: Vysshaya shkola (Higher school), 1981.
3. Bolgarsky, A. V. Thermodynamics and heat transfer / A. V. Bolgarsky, G. A. Mukhatchyov, V. K. Shchukin. – Moscow: Vysshaya shkola (Higher school), 1975.
4. Stefanyuk, Ye. V. Obtaining an analytical solution of hydrodynamic boundary layer equations on the basis of introducing additional boundary conditions / Ye. V. Stefanyuk, B. V. Averin, I. V. Kudinov // News of the Samara Scientific Centre of the Russian Academy of Sciences. Special issue: “Topical questions of heat and mass exchange, power efficiency, research of vortex swirled flows”. – Samara. Samara Scientific Centre of the Russian Academy of Sciences, 2008. – PP. 39-46.
5. Kudinov, V. A. Heat conduction and thermoelasticity in multi-layer structures / V. A. Kudinov, B. V. Averin, Ye. V. Stefanyuk. – Moscow: Vysshaya shkola (Higher school), 2008.
6. Kudinov, V. A. Heat conductivity problems on the basis of defining the temperature perturbation front / V. A. Kudinov, Ye. V. Stefanyuk // Izvestiya (news) of the Academy of Sciences. Power engineering. – 2008. – No. 4. – PP. 122-138.

OBTAINING THE ANALYTICAL SOLUTION OF THE HEAT BOUNDARY LAYER EQUATION BASED ON INTRODUCING ADDITIONAL BOUNDARY CONDITIONS

© 2010 Ye. V. Stefanyuk, I. V. Kudinov

Samara State Aerospace University

A method of obtaining an approximate analytical solution of the initial differential equation (Polgauzen equation) has been developed using a mathematical model of the heat boundary layer presented in the form of Kruzhilin integral equation on the basis of introducing additional boundary conditions. The method developed makes it possible to obtain solutions with the specified degree of accuracy. Criterial dependence for defining the convective heat exchange coefficient at the fluid-wall boundary has been refined, the formulae for defining the heat boundary layer have been revised. Isotherm distribution within the heat boundary layer has been analysed, the velocity of isotherm motion along the transverse coordinate depending on the value of the longitudinal variable has been investigated.

Heat boundary layer, temperature perturbation front, additional boundary conditions, integral method of heat balance, isotherm, isotherm motion velocities.

Информация об авторах

Стефанюк Екатерина Васильевна, кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры “Теоретические основы теплотехники и гидромеханика” Самарского государственного технического университета, stef-kate@yandex.ru. Область научных интересов: аналитические методы решения краевых задач теплопроводности, теплопереноса и термоупругости.

Кудинов Игорь Васильевич, аспирант кафедры “Прикладная математика и информатика” Самарского государственного технического университета, igor_koudinov@mail.ru. Область научных интересов: аналитические методы решения краевых задач теплопроводности, теплопереноса и термоупругости.

Stefanyuk Yekaterina Vasilyevna, candidate of technical science, senior lecturer of the department “Theoretical foundations of heat engineering and hydromechanics”, Samara State Aerospace University, stef-kate@yandex.ru. Area of research: analytical methods of solving boundary problems of heat conduction, heat and mass transfer and thermoelasticity.

Kudinov Igor Vasilyevitch, post-graduate student of the department “Applied mathematics and information science”, Samara State Aerospace University, igor_koudinov@mail.ru. Area of research: analytical methods of solving boundary problems of heat conduction, heat and mass transfer and thermoelasticity.

МОДЕЛЬ ЭЛЕКТРОДИФФУЗИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В ТОНКИХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПЛЁНКАХ

© 2010 К. Н. Тукмаков, А. В. Архипов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Проанализированы причины отказов коммутационной структуры электронных приборов на основе тонких металлических плёнок. Электродиффузионные процессы выявлены как основополагающий фактор, приводящий к отказу тонкоплёночной алюминиевой металлизации. Проанализирован механизм электродиффузионной деградации металлизации на основе алюминиевой плёнки. Проведён анализ методов повышения электродиффузионной надёжности металлизации. Разработана модель электродиффузионных процессов на основе клеточного автомата, позволяющая моделировать процесс развития дефектов в тонкой плёнке под действием тока высокой плотности и на основании этого оценить время наработки на отказ тонкоплёночных проводников.

Интегральная микросхема, металлизация, надёжность, электродиффузия, границы зёрен, клеточный автомат, модель.

Анализ причин отказов сильноточных ИМС

В связи с широким применением технологий субмикронного уровня становятся всё более актуальными вопросы электродиффузионной надёжности элементов коммутационных структур интегральных микросхем (ИМС). С уменьшением площади сечения тонкоплёночных проводников увеличивается доля отказов ИМС, вызванных локальным разрушением сильноточных коммутационных структур. Для современных ИМС элементы коммутационной структуры вносят свой вклад в общую надёжность ИМС как равноправные пассивные элементы.

Если проанализировать отказы плёночных структур в интегральных микросхемах [1], то видно, что значительная часть отказов связана непосредственно с самой технологией изготовления плёнок. Совершенствование технологии на каждой стадии изготовления схемы может исключить часть отказов, связанных, например, с плохой адгезией или загрязнением подложки, но существуют отказы, обусловленные проявлением в процессе эксплуатации микросхем ряда физических явлений. Это различные виды диффузии и другого проявления переноса

массы, стимулированного внешними воздействиями (электродиффузия, термодиффузия), и самодиффузия. Эти причины отказов принципиально не могут быть полностью устранены совершенствованием технологии получения плёнок. Хотя всё же некоторыми технологическими приёмами можно уменьшить скорость деградации. Это возможно лишь в результате глубокого анализа физических явлений, лежащих в основе процессов деградации и выбора или разработки специальных тонкоплёночных проводников и контактных площадок.

Электродиффузия – одна из основных причин отказа сильноточной металлизации

Интенсивность отказов сильноточной металлизации определяется не только термическим перегревом и плавлением металла вследствие протекания тока высокой плотности, но и рядом других факторов. К таковым в наибольшей степени относится электродиффузионный перенос массы (ЭПМ) – процесс миграции ионов кристаллической решётки под действием тока большой плотности, приводящий к уносу массы и образованию обширных дефектов в виде трещин, усов, раковин и так далее [2] (рис. 1). Интенсивность ЭПМ резко

возрастает с увеличением плотности тока и при $j > 5 \times 10^6 \text{ A/cm}^2$ (что характерно для многих современных цифровых ИМС и тем более для мощных аналоговых ИМС) начинает проявляться уже при комнатной температуре. Ситуация усугубляется самоусиливающимся характером данного процесса: унос массы приводит в некоторых случаях к локальному увеличению плотности тока, что увеличивает интенсивность электродиффузии.

Плотность тока – не единственный фактор, определяющий интенсивность ЭПМ [1]. На скорость этого процесса влияют и многие другие факторы: локальные перегревы проводников (вследствие наличия дефектов, близкого расположения элементов с большой рассеиваемой мощностью), структура плёнки проводника, рельеф и топология проводника, типы и плотность дефектов. Все эти факторы можно регулировать в некоторых пределах путём вариации параметров технологического процесса изготовления металлизации.

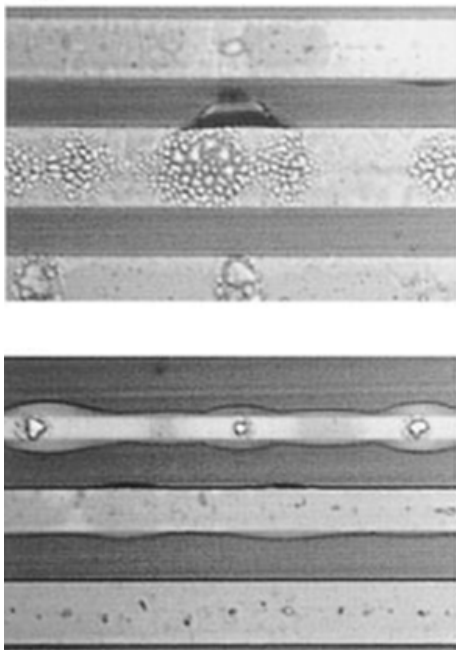


Рис. 1. Примеры повреждения металлизации вследствие протекания диффузионных процессов

Методы борьбы с негативным проявлением электродиффузии

Существует несколько возможных направлений увеличения надёжности ИМС по электродиффузионному механизму отказов:

- 1) схмотехническое – использование схмотехнических решений, уменьшающих нагрузку на проводящие структуры ИМС, уменьшение мощности, рассеиваемой элементами схемы. Для этого необходимо совершенствовать базу активных элементов ИМС, использовать элементы функциональной электроники, реализовывать современные эффективные приёмы обработки сигналов и т. д.;
- 2) конструкторское – при разработке топологии ИМС следует проводить анализ наиболее вероятных распределений температуры по подложке и выявлять участки резких изменений температур, локальных перегревов элементов и проводить анализ распределения плотности токов в системе коммутации. Для этого необходимо по возможности увеличивать площадь сечения коммутационных структур (использовать многослойную металлизацию), обособливать некоторые наиболее тепловыделяющие элементы и т. д.;
- 3) технологическое – создание такой структуры металлизации, которая при прочих равных условия обеспечивает меньшую интенсивность ЭПМ. Для этого необходимо уменьшать погонное сопротивление проводников, использовать альтернативные материалы и способы создания металлизации.

Приведённые направления – это активные методы, которые увеличивают надёжность коммутационной структуры. Их комплексное использование ведёт к дополнительным затратам и увеличивает сложность технологического процесса создания ИМС. Кроме того, их применение ограничено различными факторами, а именно: площадь сечения проводников ограничена размерами подложки, толщина проводников имеет технологические ограничения, не всегда возможна пассивация проводников оксидом, не всегда возможно применять многослойную металлизацию и

т. д. Наряду с этим возможно выявление потенциально опасных участков высокой интенсивности ЭПМ ещё на этапе разработки конструкции ИМС, что даёт возможность создания более надёжной по электродиффузионным отказам металлизации. Данный подход можно применить, если на основе теории электродиффузионных процессов создать модель ЭПМ в тонких пленках, учитывающую условия эксплуатации металлизации и методы её создания, которая позволит прогнозировать интенсивность ЭПМ и, таким образом, оценивать надёжность металлизации.

Разработка модели

Для оптимизации конструкторских параметров коммутационной системы ИМС с целью обеспечения электродиффузионной надёжности предлагается модель ЭПМ в тонких плёнках, которая позволит оценить время наработки на отказ тонкоплёночных проводников с учётом параметров технологического процесса изготовления металлизации и условий её эксплуатации. Применение этой модели для конкретной топологической конфигурации проводников и источников тепловыделения на подложке позволит выявить потенциально опасные участки проводников, где время наработки на отказ ниже заданного. Эта информация поможет устранить такие участки путём изменения конструкции электронного прибора или топологии коммутационной структуры ещё на этапе конструкторских работ и, таким образом, сократить время и стоимость разработки нового электронного прибора. Данный подход отличается от остальных рассмотренных выше путей повышения надёжности легкостью своей реализации в условиях промышленного производства микросхем. Например, решением может быть увеличение площади сечения металлизации для уменьшения плотности тока. Для большинства цепей ИМС это приемлемо: при габаритах сечения проводника $2 \times 0,2$ мкм значение протекающего тока не должно превышать 40 мА. Но для мощных аналоговых ИМС или микропроцессорных устройств увеличение сечения проводников цепей питания, как

правило, неприемлемо, так как коммутируемые ими токи достигают нескольких ампер [3]. Отсюда следует, что необходимо оценивать влияние на скорость разрушения таких макроскопических параметров, как ширина плёнки и градиент температур по длине проводника. Разрабатываемая модель должна быть универсальной с возможностью задания пространственной структуры проводника, т.е. должна носить алгоритмический характер.

Результатом моделирования должно стать время наработки на отказ для участка проводника. Для большинства реальных схем электродиффузионному разрушению наиболее подвержены цепи питания. Появление последовательного с общей нагрузкой ИМС дополнительного сопротивления вызовет снижение напряжения питания всей ИМС в целом и её отказ. Таким образом, за критерий отказа проводника можно принять достижение его сопротивлением некоторого критического для данной цепи уровня, который определяется схемотехническим анализом проектируемого электронного прибора.

Теоретические исследования позволяют говорить о том, что процессы электродиффузии протекают при любой температуре [2], а плотность тока является основным фактором движущей силы ЭПМ. Как показывают экспериментальные исследования, для подавляющего большинства современных ИМС, которые используют в качестве коммутационных структур, в основном, тонкие плёнки алюминия, негативный эффект ЭПМ в металлизации проявляется при плотностях тока более 5×10^6 А/см².

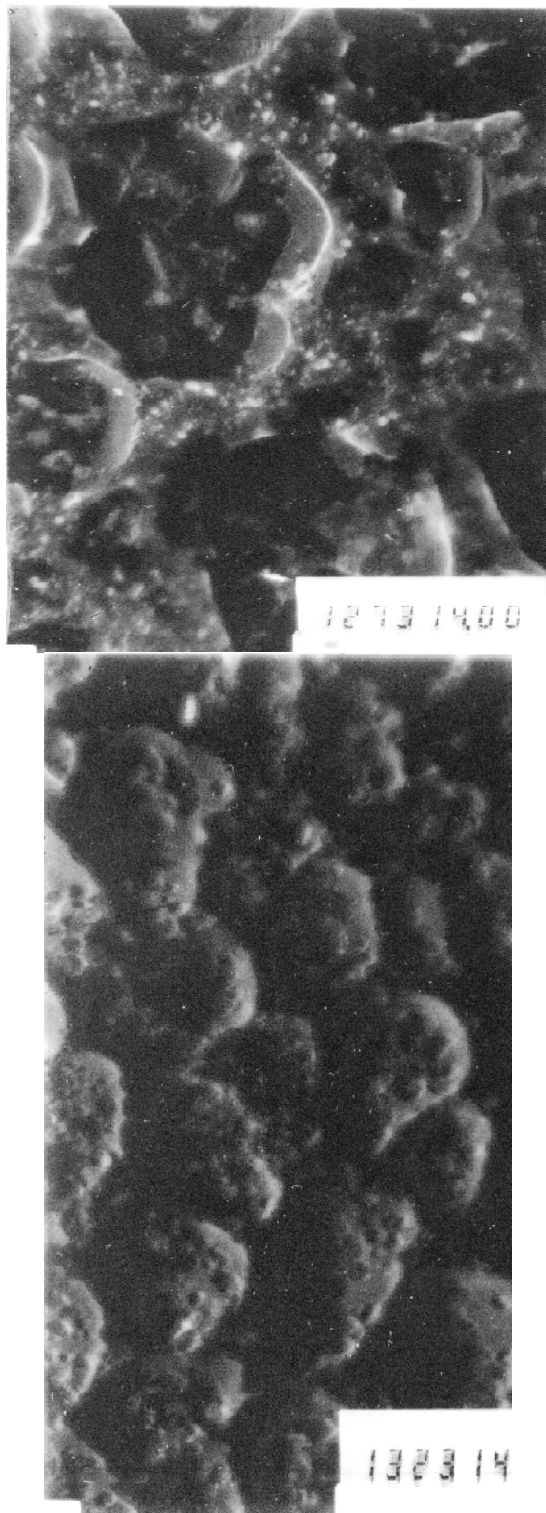
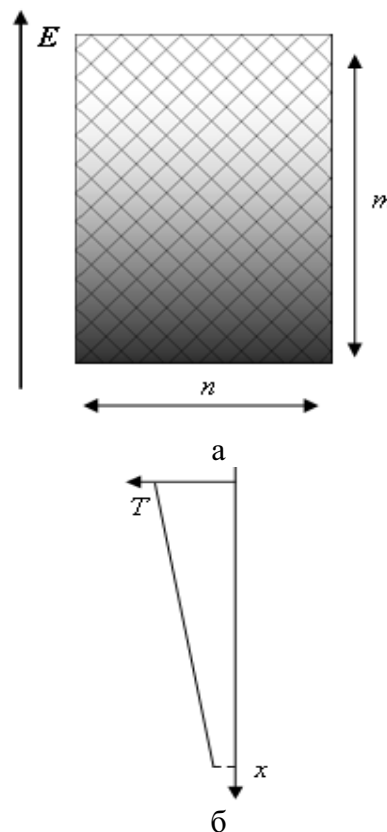


Рис. 2. Изображение границ зёрен тонкой плёнки алюминия

Особенностью ЭПМ в тонких поликристаллических плёнках является то, что основной поток массы проходит по границам зёрен (рис. 2) материала проводника [2]. Переносом массы внутри кристаллитов при эксплуатационных температурах можно пренебречь. Для

алюминиевой металлизации характерно наличие слоя оксида на поверхности плёнки, который пассивирует поверхностный перенос массы. Перенос массы по границе раздела подложка – плёнка в данной реализации модели не рассматривается ввиду невозможности учёта состава и структуры фазы границы раздела. Но, по литературным данным [1], этот вид переноса можно не рассматривать по причине малости вклада по сравнению с зернограничным переносом.

Поскольку моделируются процессы, протекающие в объектах с различной геометрической структурой, которая определяется топологией проводника, необходимо развивать подход, который в перспективе позволит учитывать влияние топологии проводника, типа границ зёрен, распределение крупных дефектов на протекание электродиффузионных процессов и, в конечном счёте, на надёжность такого проводника. В этом случае логично рассматривать тонкоплёночный проводник как совокупность элементарных ячеек, в каждой из которых рассматриваемые процессы протекают по некоторым правилам, относительно независимо друг от друга.



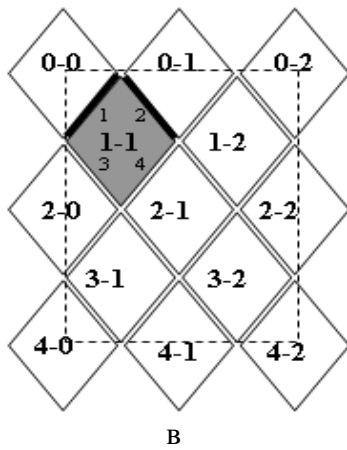


Рис. 3. Представление поля моделирования:
 а – градиентное представление распределения температуры;
 б – соответствующий профиль температур;
 в – представление кристаллитов

Таким образом, модель представляет собой систему ячеек (клеточный автомат, КА), отражающих реальную геометрическую конфигурацию проводника (рис. 3), каждая из которых связана с некоторой геометрической областью проводника, в пределах которой микроскопические параметры проводника считаются постоянными. Удобно рассматривать систему ячеек в двумерной плоскости (вид сверху на проводник), так как для наиболее распространённой в микроэлектронике алюминиевой металлизации объём ячейки всегда включает всю толщину плёнки (высота кристаллита в идеале равна толщине плёнки). Это обстоятельство справедливо для тонких плёнок алюминия толщиной 15 – 75 нм [5], и при этом угол разориентации кристаллитов не превышает 15° [5].

Для наиболее полного и точного описания процессов на границе зёрен необходимо уменьшать размеры элементарных ячеек модели. Для задания такой структуры в клеточном автомате, необходимо разбить исходный проводник на ячейки с помощью прямоугольной сетки подобно тому, как графическое изображение разбивается на пиксели. Причём размеры ячеек должны быть соизмеримы с шириной границ зёрен, что в некоторых случаях должно означать, что размеры ячеек составляют несколько межатомарных расстояний. Но размеры моделируемой системы должны обеспечивать рассмотрение процессов на макроуровне и оценивать

влияние таких макроскопических параметров как топология проводника и температурное поле подложки на интенсивность процессов. Поэтому оптимальным подходом будет представление ячейкой КА каждого кристаллита рассматриваемого участка плёнки. Но в этом случае картина границ зёрен должна быть регулярна на рассматриваемом участке проводника, что не соответствует действительности. Применяя данный подход мы пренебрегаем реальной геометрической структурой границ зёрен, но вместе с этим появляется возможность лучшего рассмотрения определяющего фактора – условия миграции ионов по границам зерен. Этот подход и будем использовать в дальнейшем.

Каждая ячейка КА представляет собой ромб (рис. 4) с заданными длинами диагоналей. Совокупность ромбов образует «сетку» границ зёрен, которые и будут рассматриваться в процессе моделирования. Каждая ячейка КА должна обладать набором параметров, которые характеризуют состояние процессов в ней на некоторый момент времени (шаг моделирования). Процесс моделирования носит алгоритмический характер, то есть состояние моделируемой системы изменяется по некоторым правилам скачкообразно через некоторый шаг времени (в общем случае переменный). Таким образом, процесс моделирования представляет собой последовательную серию шагов, в которых происходит постепенное изменение параметров всех ячеек, то есть, время развития системы определяется номером шага. Отслеживание изменения некоторого параметра по шагам означает получение временной зависимости данного параметра. За информативный параметр модели принято совокупное электрическое сопротивление границ зёрен, изменение которого в процессе моделирования и даст прогноз времени наработки на отказ участка проводника.

Модель оперирует следующими параметрами.

- Внешние параметры системы:
 $U_{\text{полн}}$ – ЭДС на рассматриваемом участке цепи;

$R_{\text{полн}}$ – полное сопротивление участка цепи;

$n \times m$ – размеры поля моделирования (n задает ширину плёнки);

h – толщина плёнки;

$R_{\text{к}}$ – критическое сопротивление плёнки.

- Параметры ячейки (рис. 4):

$L_1 \times L_2$ – длина и ширина ячейки;

T – абсолютная температура подложки в области ячейки;

α – угол, образованный линиями E и кристаллографическим направлением $[100]$ данной ячейки.

- Параметры граней ячейки (рис. 4):

C_{a0} – концентрация вещества аморфной фазы на границе;

$C_{\text{ак}}$ – критическая концентрация вещества аморфной фазы;

E_{a0} – энергия активации ионов аморфной фазы;

E_{Γ} – энергия активации ионов на поверхности зерна;

δ – ширина грани;

Z_{eff} – эффективный заряд активированного иона.

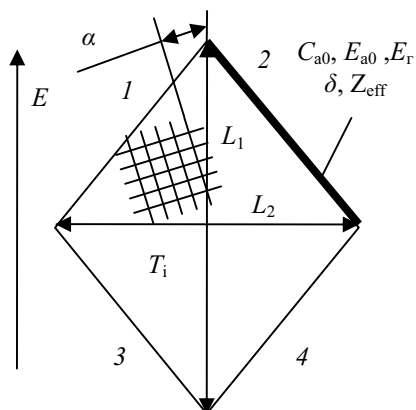


Рис. 4. Схематическое представление ячейки КА. Цифрами обозначены номера граней

Основной динамический фактор модели – поток свободных носителей зарядов (электронный ветер), который осуществляет теплоперенос по проводнику, активирование ионов кристаллической решетки и их миграцию в направлении своего движения (это справедливо для тонких пленок алюминия во всем эксплуатационном диапазоне температур кремниевых электронных приборов – $60 \div$

$+125 \text{ }^\circ\text{C}$ [2]). Параметры ячеек пересчитываются для каждого шага моделирования с учетом электронного ветра и параметров соседних ячеек. Временной шаг определяется параметрами электронного ветра и изменяется в процессе моделирования.

Плёночный проводник имеет поликристаллическую структуру с определённой картиной границ зёрен. Для отработанных технологических процессов получения тонких плёнок характерна повторяемость такого параметра, как средний размер зерна, форма границ зёрен и разброс угла разориентации кристаллитов (зернограничные дислокации кручения вокруг кристаллографической оси $[001]$) [5]. Логично предположить, что конкретная структура границ зёрен (ширина, углы разориентации, размеры зёрен, угол между границей кристаллита и направлением напряжённости электрического поля) является геометрической конфигурацией путей электродиффузионных потоков, и, в конечном счёте, оказывает влияние, по крайней мере, на скорость массопереноса.

Теория электродиффузии выделяет три основополагающих фактора, определяющих интенсивность ЭПМ.

1) Температура – каждая из ячеек может характеризоваться своей температурой. Электрический ток, протекающий по кристаллиту, вызывает выделение мощности, но из-за малого сопротивления кристаллита и высокой теплопроводности в подложку (в случае отсутствия дефектов отслоения) изменениями температуры вследствие нагрева электрическим током можно пренебречь. Таким образом, можно считать, что температура кристаллита определяется температурой подложки под ним, то есть задаётся исходным температурным профилем подложки.

2) Энергия активации для образования активированного, способного к перемещению иона. При этом рассматриваются только атомы, расположенные на границе зерна и неустойчивые атомы зернограничного объема, так как их энергия активации минимальна [1, 2].

3) Сила «электронного ветра», определяемая следующим выражением [1]:

$$F_i = Z_i E, \quad (1)$$

$$Z_i = (Z_0 - |e|nl\sigma_i) = Z_0 - |e| \frac{n}{N_0} \frac{\sigma_i}{\sigma}, \quad (2)$$

где Z_i – эффективный заряд активированного иона; Z_0 – заряд активированного иона решётки; e – заряд электрона; E – напряжённость электрического поля; n – концентрация электронов проводимости; l – длина свободного пробега электронов проводимости (для электронов вблизи поверхности Ферми); σ_i – транспортное сечение рассеяния иона для электронов; N_0 – концентрация атомов основного металла; $\bar{\sigma} = 1/N_0$ – среднее сечение рассеяния решетки.

Значение величины эффективного заряда иона для большинства металлов отрицательно. Таким образом, ионы подобно отрицательно заряженным частицам движутся против поля (причём для собственных ионов металла, переходящих в активированное состояние, эффективный заряд всегда отрицателен). В энергетическом отношении статическое поле сил электронного ветра совершает работу по активации ионов и изменяет вероятность W прыжка иона в направлении поля E :

$$W = W_0 \exp\left(\frac{d}{2kT} \cos\alpha E \left[Z_0 - |e|nl \frac{2}{d} \int_0^{d/2} \sigma_i(z) dz \right]\right). \quad (3)$$

где W_0 – исходная вероятность прыжка иона в данном направлении при отсутствии электронного ветра; kT – произведение константы Больцмана на абсолютную температуру; α – угол между вектором E и направлением прыжка; d – расстояние прыжка; $\sigma_i(z)$ – функция изменения транспортного сечения рассеяния активированного иона в направлении перемещения z .

Таким образом, задаваясь указанными выше параметрами грани ячейки, формально возможно оценить количество активированных ионов, покидающих некоторый объём проводника (т. е.

проходящих через некоторую плоскость, перпендикулярную направлению E), и оценить интенсивность ЭПМ. Такой подход хорошо согласуется с экспериментальными данными в случае, когда рассматриваемый объём имеет регулярную структуру, т. е. для объёма кристаллита или квазимонокристаллической плёнки [1, 7]. Граница зёрен не имеет чёткой регулярной структуры, поэтому многие из параметров для выражения (3) так или иначе зависят от текущей структуры границы зёрен, которая в общем случае изменяется в процессе ЭПМ и деградации пленки.

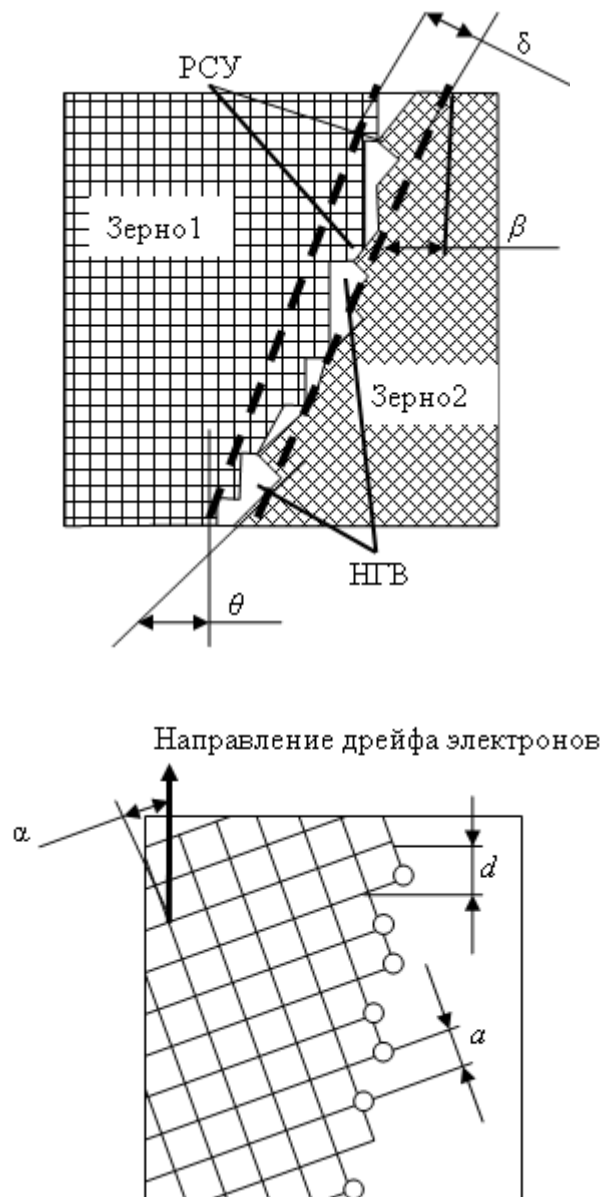


Рис. 5. Схематичное представление границы зёрен
PCY – решетка совпадающих узлов; НГВ – неструктурированное граничное вещество;

δ – ширина границы зерна; β – угол текущей фasetки границы зерна от направления E ; a – параметр кристаллической решетки; d – базисное расстояние прыжка активированного иона

Выделим параметры, которые необходимы для оценки степени деградации отдельной границы зёрен (рис. 5).

1) Угол кручения кристаллитов α (для каждого кристаллита) вокруг кристаллографической оси $[001]$ относительно направления E . Этот параметр необходимо учитывать, так как в общем случае преимущественное направление прыжка активированного иона не совпадает с направлением силы электронного ветра. Строго говоря, направление и модуль вектора электрического поля (и силы электронного ветра) не постоянен для всего объёма проводника [4]. Более того, вектор E изменяется в процессе ЭПМ для всех кристаллитов в соответствии с картиной распределения микротоков проводника. Для упрощения примем, что E неизменен для всего рассматриваемого участка проводника.

2) Угол разориентации кристаллитов θ для данной границы зёрен. Этот параметр определяет параметры решётки совпадающих узлов [3, 10] и энергию связи атомов решётки, т. е. энергию активации ионов. Параметр изменяется в процессе уноса массы.

3) Концентрация вещества границы – отношение текущего количества узлов РСУ к полному количеству её узлов. Этот параметр может определять степень деградации границы зёрен, так как в процессе ЭПМ происходит унос или приток «неравновесных» для данного состояния решётки совпадающих узлов атомов. При некотором уровне концентрации вещества границы один кристаллит полностью «отделяется» от другого – появляется микроскопическая трещина, и механизм ЭПМ по границам зёрен несколько изменяется [8].

4) Электрическое сопротивление границы зёрен. Этот параметр определяет полное сопротивление проводника и зависит от указанных выше параметров. Оценка изменения этого параметра в процессе ЭПМ по шагам в процессе моделирования и есть главная задача моделирования.

На основе разработанной модели была создана программа расчёта, которая проводит моделирование электродиффузионных процессов в тонких плёнках и представляет результаты моделирования на каждом шаге в графическом виде. Изменение указанных выше параметров в процессе ЭПМ было оценено для поликристаллических плёнок алюминия с помощью разработанной программы. На данном этапе проводится экспериментальное подтверждение полученной модели.

Библиографический список

1. Фикс, В. Б. Ионная проводимость в металлах и полупроводниках. Электроперенос [Текст] / В. Б. Фикс. – М.: Наука, 1969. – 296 с.
2. Колешко, В. М. Массоперенос в тонких пленках [Текст] / В. М. Колешко, В. Ф. Белицкий. – М.: Наука и техника, 1980. – 370 с.
3. Проблемы межсоединений в современной микроэлектронике А. А. Суханов [Текст]. Т.13. Вып. 3. Микроэлектроника, 1984. – С. 179-195.
4. Влияние технологии металлизации СБИС на её стойкость к электромиграции В. М. Борзов [и др.] [Текст]. Т.2. Вакуумная техника и технология, 1992. – С. 27-30.
5. Палатник, Л. С. Материаловедение в микроэлектронике [Текст] / Л. С. Палатник, В. К. Сорокин. – М.: Энергия, 1972. – 280 с.
6. Гроссе, П. Свободные электроны в твёрдых телах [Текст]: [пер. с нем.] / П. Гроссе. – М.: Мир, 1982. – 270 с.
7. Электродиффузионная надёжность тонкоплёночных проводников на основе эпитаксиальной плёнки алюминия [Текст] / А. В. Архипов; СПбГЭТУ. – СПб., 1994. – Деп. в ВИНТИ № 830 – В94.
8. Микромеханизмы деформационно-стимулированной зернограничной самодиффузии. Часть I-III В. Н. Чувильдеев [Текст]. Т.81. Вып. 5. ФММ, 1996. – С. 5-13.
9. Микромеханизмы зернограничной самодиффузии в металлах. Часть I-II В. Н. Чувильдеев [Текст]. Т.81. Вып. 2. ФММ, 1996. – С. 5-14.
10. Теория роста кристалла и движение границы раздела фаз в кристаллических материалах Дж. Кан. [Текст]. Т.91. Вып. 4. УФН, 1967. – С. 677-690.
11. Примесные состояния и диффузия в границах зерен металлов С. М. Клоцман [Текст]. Т.160. Вып. 1. УФН, 1990. – С. 99-139.
12. Комник, Ю. Ф. Физика металлических плёнок [Текст] / Ю. Ф. Комник. – М.: Атомиздат, 1979. – 263 с.

References

1. Phix, V. B. Ion conductivity in metals and semiconductors. Electromigration / V. B. Phix. – M.: Nauka, 1969. – 296 p.
2. Coleshko, V. M. Electromigration in thin films / V. M. Coleshko, V. F. Belitsky. – M.: Nauka i tehnika, 1980. – 370 p.
3. Commutation problem in modern microelectronics A. A. Sukhanov. Vol.13. Is. 3. Microelectronic, 1984. – PP. 179-195.
4. Technology of metallization and its influence on electromigration reliability of VLIC V. M. Borzov [et al]. Vol.2. Vacuum devices and technology, 1992. – PP. 27-30.
5. Palatnik, L. S. Materials engineering in microelectronics / L. S. Palatnik, V. K. Sorokin. – M.: Energiya, 1972. – 280 p.
6. Grosse, P. Unconfirmed electrons in solid state devices: [trans. from german.] / P. Grosse. – M.: Mir, 1982. – 270 p.
7. Electromigration reliability of thin film conductors based on epitaxial aluminum films / A. V. Archipov; LETI university. – S.P., 1994.
8. Micromechanisms of deformation-stimulated grainboundary selfdiffusion V. N. Chuvildeev. Vol.81. Is. 5. FMM, 1996. – PP. 5-13.
9. Micromechanisms of deformation-stimulated grainboundary selfdiffusion V. N. Chuvildeev. Vol.81. Is. 2. FMM, 1996. – PP. 5-14.
10. Crystal growth and phase boundary migration in crystal materials theory J. Khan. Vol.91. Is. 4. UPhN, 1967. – PP. 677-690.
11. Contribution states and diffusion in metal grain boundaries S. M. Clotsman. Vol.160. Is. 1. UPhN, 1990. – PP. 99-139.
12. Khomnik, U. F. Physics of metal films / U. F. Khomnik. – M.: Atomizdat, 1979. – 263 p.

MODEL OF ELECTROMIGRATION IN THIN METAL FILMS

© 2010 K. N. Tukmakov, A. V. Arkchipov

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

Causes of failure of the commutation structure of electronic devices based on thin metal films have been analysed. Electromigration processes are shown to be the basic factor leading to the failure of thin-film aluminium metallization. The mechanism of electromigration degradation of this kind of metallization is analysed. Methods of improving electromigration reliability of metallization are also analysed. A model of electromigration processes based on a cellular machine has been developed, which makes it possible to model the process of flaw development in a thin film when subjected to high-density current and to measure the mean time to failure of thin-film conductors.

Integrated microcircuit, metallization, reliability, electromigration, grain boundaries, cellular machine, model.

Информация об авторах

Тукмаков Константин Николаевич, аспирант и инженер кафедры «Наноинженерия», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), nickonsoft@mail.ru. Область научных интересов: технология микроэлектроники, плазмохимическое травление в микротехнологиях, надёжность электронной техники, электродиффузия.

Архипов Алексей Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Наноинженерия», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), rtf@ssau.ru. Область научных интересов: технология микроэлектроники, процессы эпитаксии, надёжность электронной техники, электродиффузия, материаловедение.

Tukmakov Konstantin Nikolayevich, postgraduate student of department “Nanoengineering”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), nickonsoft@mail.ru. Area of research: technology of microelectronics, ion-reactive etching in microtechnology, reliability of electronic devices, electromigration.

Archipov Aleksey Vladimirovich, associate professor of department “Nanoengineering”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), rtf@ssau.ru. Area of research: technology of microelectronics, epitaxy, reliability of electronic devices, electromigration, materials engineering.

ОПТОЭЛЕКТРОННОЕ УСТРОЙСТВО УПРАВЛЕНИЯ КАВИТАЦИОННОЙ ОБРАБОТКОЙ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВ

© 2010 Р. А. Царёв

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Рассматриваются вопросы повышения качества углеводородного топлива посредством обработки в кавитационных аппаратах. Дан обзор существующих кавитационных смесителей. Предлагается способ управления режимами работы различных кавитаторов с целью повышения дисперсности водотопливной эмульсии и увеличения содержания лёгких фракций в нефтепродуктах.

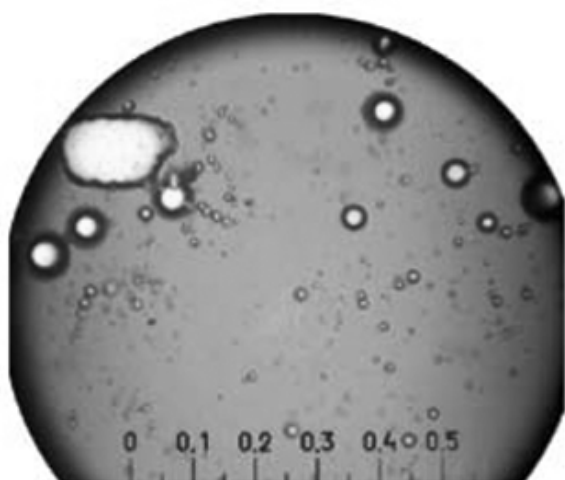
Кавитация, кавитационная обработка, интенсивность кавитационного процесса, углеводородное топливо, водотопливная эмульсия, дисперсность, гомогенизация топливных смесей, показатель качества, вязкость, измерение параметров нефтепродуктов.

Получение стабильных высокодисперсных эмульсий и суспензий, интенсификация процессов растворения и экстрагирования ценных веществ, изменение физико-химических параметров жидкости, перемешивание многокомпонентных жидкостей являются актуальными задачами. Многие пищевые и фармацевтические продукты представляют собой эмульсии (молоко, майонез), суспензии (неосветлённые соки, фруктовые и овощные пасты и пюре), экстракты ценных веществ (пектин, мази и кремы с биологически активными веществами). Основным оборудованием для получения пищевых и биологически активных продуктов служат экстракторы, диспергаторы и гомогенизаторы различных типов и конструкций. Одними из перспективных аппаратов для этих целей признаны кавитаторы. К их достоинствам следует отнести множественность воздействий на обрабатываемую среду, компактность, малую энерго- и материалоемкость, простоту конструкции. В то же время управление воздействиями и технологическими параметрами процессов, протекающих в аппарате, достаточно сложно в связи с многофакторностью и взаимосвязанностью воздействий. Перспективным направлением использования кавитаторов является экстрагирование продуктов микробиологического синтеза, например, каротина из биомассы. Многие лекарственные вещества получают методами

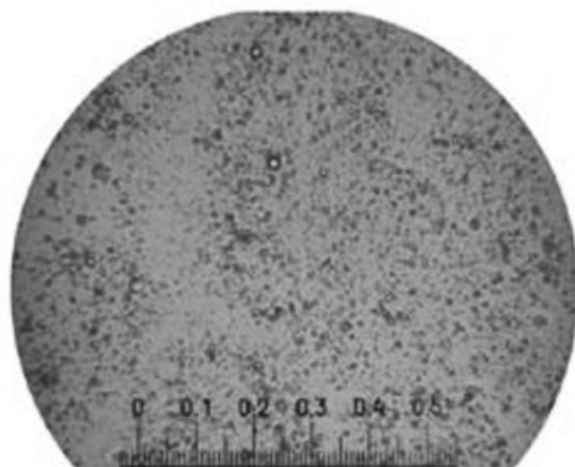
экстрагирования сырья растительного и животного происхождения. Кавитационная обработка применяется для завершения роспуска волокнистых материалов и для расщепления пучков волокон при переработке грубых волокнистых материалов. Цементно-водная суспензия, подвергнутая кавитационной обработке и добавленная в бетонную смесь, повышает прочность на сжатие и растяжение изделий из бетона.

При переработке нефти комбинирование процесса висбрекинга с кавитационной обработкой позволяет перерабатывать разнообразное по свойствам и составу сырьё и получать в зависимости от сезонных потребностей различные товарные продукты: бензиновые фракции, дистиллятные дизельные фракции, битум неокисленный дорожный, электродный пек для металлургической промышленности. Выход продуктов зависит от вида нефтяного сырья и требований к качеству продуктов. Как правило, из мазутов выход дистиллятных продуктов достигает 70-80%, в качестве остаточных продуктов получают битумы. Кавитационная обработка ускоряет диффузию нефти в полости парафина, интенсифицирует процесс его разрушения. Ускорение растворения парафина идет за счёт интенсификации перемешивания нефти на границе нефть-парафин и действия импульсов давления, которые разрывают частицы парафина. Под воздействием

кавитации большой интенсивности на протяжении длительного времени нарушаются С-С связи в молекулах парафина, вследствие чего происходят изменения физико-химического состава (уменьшение молекулярного веса, температуры кристаллизации, вязкости и др.). При сжигании водо-мазутных эмульсий получают существенный экономический эффект, повышение КПД на 3-5% и снижение эмиссии загрязняющих веществ (СО, сажи, окислов азота, бензапирена и других канцерогенных полициклических ароматических углеводородов) в атмосферу. Использование гомогенизированной водно-мазутной смеси позволяет повысить коэффициент сжигания топлива, сэкономить мазут и уменьшить вредные выбросы NOx и SOx в атмосферу при их сжигании. Механизм этого эффекта объясняется следующим обстоятельством. Мазут, поступая в горелку, распыляется форсункой. Дисперсность (размер капель) мазута составляет порядка 0,1-1 мм. Если в такой капле топлива находятся включения более мелких капелек воды (с дисперсностью около 1 мкм), то при нагревании происходит их вскипание с образованием водяного пара. Водяной пар разрывает каплю мазута, увеличивая дисперсность подаваемого в горелку топлива. В результате увеличивается поверхность контакта топлива с воздухом, улучшается качество топливо-воздушной смеси.



а) водотопливная эмульсия, получаемая в механических смесителях, содержит включение воды размером до 100 мкм.



б) после обработки в кавитационном аппарате размер капель воды в нефти не превышает 20 мкм.

Рис. 1. Дисперсность водной фазы при приготовлении водотопливной эмульсии в механической мешалке (а) и кавитаторе (б)

Кавитацией называется образование разрывов сплошности жидкости и появление в жидкой среде парогазовых пузырьков различных размеров и концентрации в результате местного понижения давления. Если понижение давления происходит вследствие возникновения больших местных скоростей в потоке движущейся жидкости, то кавитация называется гидродинамической, а если вследствие прохождения в жидкости акустических волн, то акустической.

Устройства кавитационной обработки нефтепродуктов по принципу действия также подразделяются на гидродинамические и акустические. Во всех аппаратах целью кавитационного воздействия является гомогенизация топливных смесей, уменьшение вязкости нефтепродуктов, повышение выхода лёгких фракций при крекинге нефти за счёт разрушения С-С-связей в длинных молекулах углеводородов с образованием коротких соединений.

Гидродинамические кавитационные смесители подразделяются на непрерывные и импульсные [1], [2].

В кавитаторах непрерывного типа кавитационная камера находится в устойчивом состоянии после выхода на

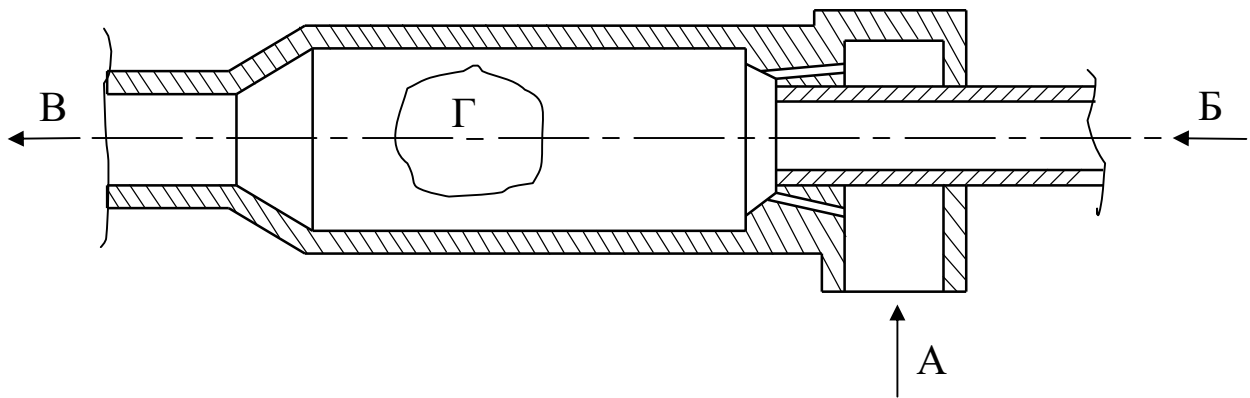


Рис. 2. Кавитационный смеситель непрерывного типа

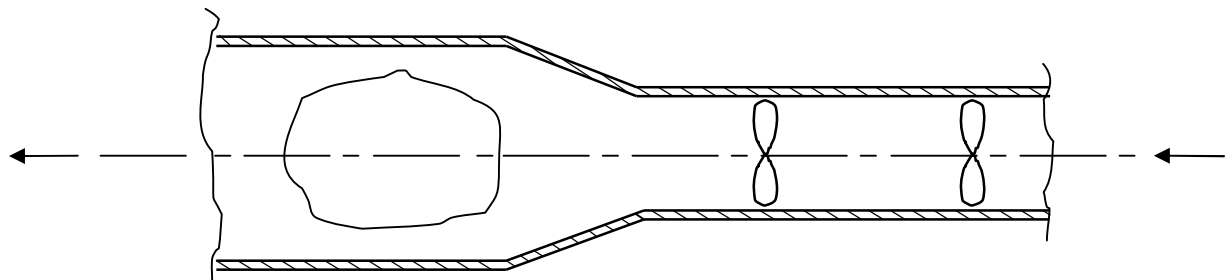


Рис. 3. Кавитационный смеситель непрерывного типа

суперкавитационный режим (рис. 2). По стрелке А в смеситель подаётся основной компонент. Возникающий при этом перепад давления в соплах создаёт кавитацию. Все струи направлены под острым углом в единый поток. Скорость потока рассчитывается так, чтобы существовал суперкавитирующий режим: зона Г – кавитационная каверна. Под эжектирующим действием струй по стрелке Б в каверну засасывается второй компонент. В результате образуется устойчивая смесь, удаляемая по стрелке В.

Кавитационный смеситель, приведённый на рисунке 3, представляет собой сужение, в котором установлены две крыльчатки. Первая закручивает поток в одну сторону, вторая – в противоположную. За счёт этого осуществляется макротурбулентное смешение. На него накладывается смешение на микроуровне, являющееся следствием образования за крыльчатками суперкаверны.

В импульсных кавитаторах каверна возникает и исчезает под действием переменного гидродинамического давления. Пульсации давления происходят за счёт модуляции потока жидкости. Принцип работы заключается в следующем (рис. 4).

Обрабатываемая жидкость подаётся под давлением или самотёком через входной патрубок в полость ротора 1, проходит через каналы ротора 2, каналы статора 3, рабочую камеру 4 и выходит из аппарата через выходной патрубок. При вращении ротора его каналы периодически совмещаются с каналами статора. Выходя из каналов статора, жидкость собирается в рабочей камере и выводится через выходной патрубок. В период времени, когда каналы ротора перекрыты стенкой статора, в полости ротора давление возрастает, а при совмещении канала ротора с каналом статора давление за короткий промежуток времени сбрасывается, и в результате этого в канал статора распространяется импульс давления. Скорость потока жидкости в канале статора является переменной величиной. При распространении в канале статора импульса избыточного давления вслед за ним возникает кратковременный импульс пониженного давления, так как совмещение каналов ротора и статора завершилось. Объём жидкости, вошедший в канал статора, стремится к выходу из канала, и инерционные силы создают растягивающие напряжения в жидкости, что вызывает кавитацию.

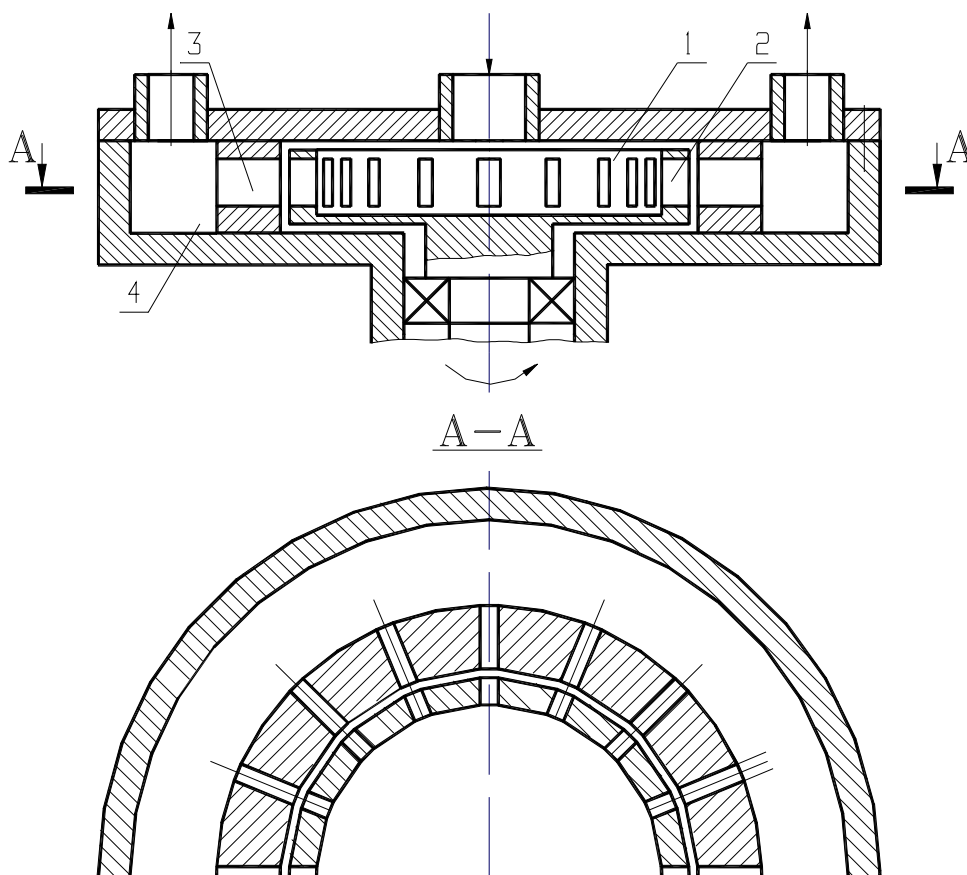


Рис. 4. Импульсный кавитационный смеситель

Наиболее целесообразным является использование ультразвуковых кавитационных установок. Они представляют собой участок трубопровода с фланцами, с наружной стороны которого установлены ультразвуковые излучатели. Такая установка не вносит дополнительного сопротивления в систему, надёжно функционирует при любой скорости течения жидкости и степени её агрессивности, проста в обслуживании и обладает возможностью тонкой электронной регулировки интенсивности кавитационной обработки [3], [4].

Во всех вышеописанных кавитационных установках отсутствует регулировка интенсивности кавитационного процесса с учётом физических свойств продукта. Обработке могут подвергаться различные жидкости: сырая нефть, дизельное топливо, котельное топливо и т.д. Все обладают различными плотностью, вязкостью, силой поверхностного натяжения, зольностью. Кроме того, нефть (а следовательно, и продукты её переработки) отличаются по свойствам и составу в

зависимости от месторождения. Кавитационный процесс в разных нефтепродуктах будет начинаться и протекать тоже при разных условиях. Кавитационная установка должна иметь обратную связь, регулирующую мощность насосов в гидродинамическом или мощность и частоту звуковых излучателей в ультразвуковом кавитаторах.

Общепринятые измерения звукового давления, интенсивности и мощности звука в кавитирующей области проводить невозможно как из-за эрозионного действия кавитации на приёмники звука, так и потому, что измеряемые величины не могут характеризовать кавитирующее поле. Принято оценивать характер кавитирующей области по значению кавитационных шумов, эрозионному действию и действию на скорость протекания химических реакций [4]. Использование подобных лабораторных методов для исследования в топливе неприемлемо, так как проба загрязняется, и велико время измерения.

Основными задачами при кавитационной обработке нефти и нефтепродуктов являются:

- а) повышение чувствительности приёмника звука и защита его от эрозии;
- б) избежание загрязнения жидкости;
- в) исключение влияния измерений на технологический процесс;
- г) сокращение времени измерения.

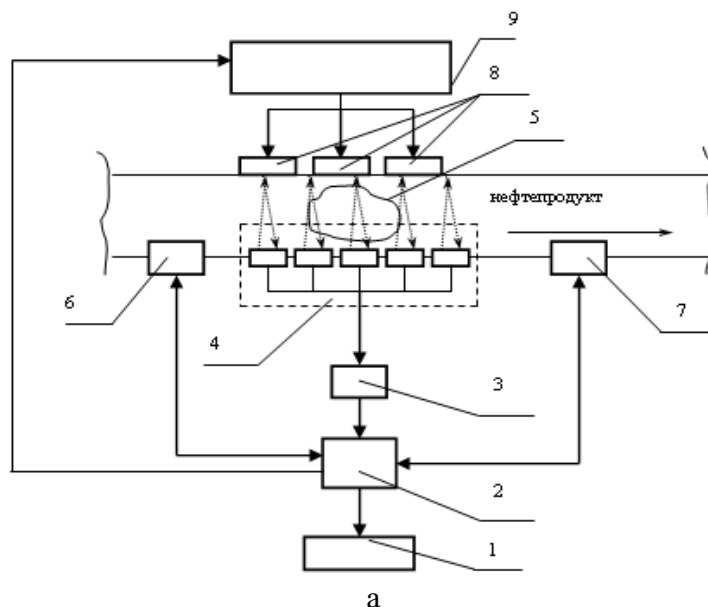
Решить эти задачи может предлагаемый прибор. Его сущность поясняется рисунком 5, где изображены две структурные схемы. Акустические излучатели 8 и управляемый генератор 9 (рис. 5,а) или гидродинамический кавитатор 8 (рис. 5,б) создают кавитационную камеру 5. Оптическая система 4, состоящая из матрицы оптопар, излучает световые пучки инфракрасного диапазона и принимает отражённые от противоположной стенки лучи. Возможна работа на прохождение луча. На рисунке 2 показан вид выходного сигнала оптической системы, по которому можно судить о форме и размерах кавитационной камеры. Через усилитель 3 выходной сигнал подаётся в устройство управления и обработки 2. По мере развития камеры меняются размер и концентрация парогазовых пузырьков, что влечёт за собой изменение рассеяния светового пучка и, следовательно, изменение токов фототранзисторов. Поточный анализатор 6 измеряет параметры входного продукта (компонент смешения), а поточный

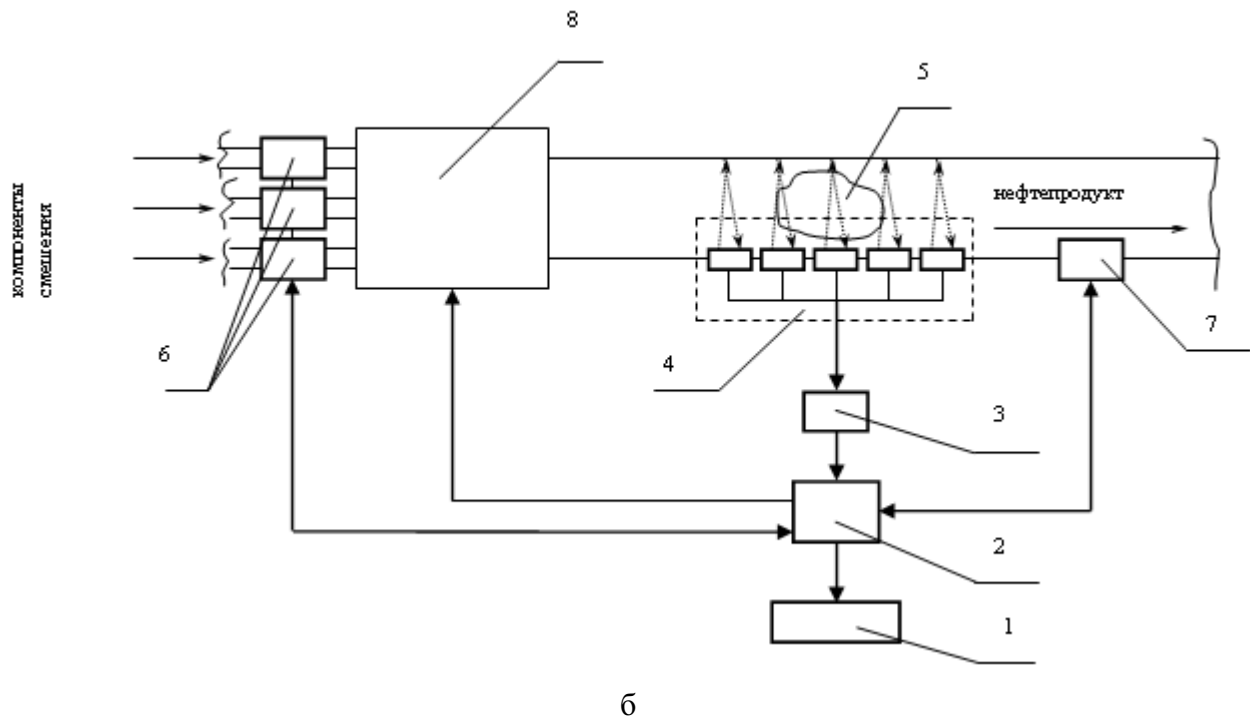
анализатор 7 измеряет параметры выходного продукта. Все результаты измерений отображаются на мониторе 1. По результату сравнения заданных параметров выходного продукта с измеренными и с учётом параметров на входе корректируется работа кавитаторов для поддержания необходимого режима обработки. Оптическая система 4, по сути, определяет степень развития кавитации, характеризующуюся средним индексом кавитации [5]:

$$\bar{K} = \frac{1}{V} \int_V \frac{\Delta V}{V} dV,$$

где ΔV – суммарный объём кавитационных пузырьков в фазе их наибольшего расширения, V – весь объём жидкости, участвующей в кавитационном процессе (находящейся в зоне пониженного давления). Важным достоинством системы является возможность адаптации к качеству входной смеси.

Таким образом, прибор контроля степени развития кавитации может использоваться как с гидродинамическими, так и с ультразвуковыми кавитаторами, позволяет вычислять показатели качества компонентов смешения и выходного продукта и по полученным результатам задавать необходимый режим кавитационной обработки.





б

1 – монитор, 2 – устройство управления и обработки, 3 – усилитель, 4 – оптическая система, 5 – кавитационная камера, 6,7 – поточные анализаторы, 8 – акустические излучатели (а) – гидродинамический кавитатор (б), 9 – управляемый генератор

Рис. 5. Ультразвуковая (а) и гидродинамическая (б) кавитационные установки

Библиографический список

References

1. Иванов, А. Н. Гидродинамика развитых кавитационных течений [Текст] / А. Н. Иванов. – Л., 1980.
2. Левковский, Ю. Л. Структура кавитационных течений [Текст] / Ю. Л. Левковский. – Л.: Судостроение, 1978.
3. Физическая акустика У. Мэзона [Текст]. Т.1. Часть Б. – М.: «Мир», 1967.
4. Колесников, А. Е. Акустические измерения [Текст] / А. Е. Колесников. – Л.: Судостроение, 1983.
5. Основы физики и техники ультразвука [Текст] / Б. А. Агранат [и др.]. – М.: Высшая шк., 1987.

1. Ivanov, A. N. Hydrodynamics of developed cavity flows / A. N. Ivanov. – Leningrad, 1980.
2. Levkovsky, Yu. L. Structure of cavity flows / Yu. L. Levkovsky. – Leningrad: Sudostroyeniye, 1978.
3. Physical acoustics of W. Mezone. Vol.1. Part B. – Moscow: "Mir", 1967.
4. Kolesnikov, A. Ye. Acoustic measurements / A. Ye. Kolesnikov. – Leningrad: Sudostroyeniye, 1983.
5. Foundations of physics and ultrasonics / B. A. Agranat [et al]. – Moscow: Vysshaya shkola, 1987.

OPTOELECTRONIC DEVICE FOR THE CONTROL OF HYDROCARBON FUEL CAVITATION TREATMENT

© 2010 R. A. Tsaryov

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The paper is devoted to improving the quality of hydrocarbon fuel by means of treatment in cavitation apparatuses. A survey of cavitation mixers available is given. A way of controlling operation modes of various cavitators is proposed so as to increase the dispersivity of water-fuel emulsion and the content of light fractions in petroleum products.

Cavitation, cavitation treatment, intensity of cavitation process, hydrocarbon fuel, water-fuel emulsion, dispersivity, homogenization of fuel mixtures, quality index, viscosity, measuring the parameters of petroleum products.

Информация об авторах

Царёв Роман Александрович, аспирант кафедры «Электротехника», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), ra-tsarev@yandex.ru. Область научных интересов: исследование физики кавитации, математическое моделирование кавитационных процессов, разработка, проектирование и изготовление устройств контроля качества жидких углеводородов, датчиковой аппаратуры.

Tsaryov Roman Alexandrovitch, post-graduate student of the department of “Electrical engineering”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), ra-tsarev@yandex.ru. Area of research: research into physics of cavitation, mathematical modeling of cavitation processes, design, development and production of devices for fluid hydrocarbon quality control and sensors.

УДК 656.259.12

МОДЕЛИ РЕЛЬСОВОЙ ЛИНИИ ДЛЯ РЕЛЬСОВЫХ ЦЕПЕЙ С АДАПТИВНЫМ ПРИЁМНИКОМ

© 2010 Ф. Р. Ахмадуллин

Самарский государственный университет путей сообщения

Рассматриваются модели рельсовых линий, которые могут быть использованы для анализа и расчёта адаптивных рельсовых цепей, приводятся критерии оценки состояния адаптивных рельсовых цепей, схемы замещения типовой рельсовой цепи с сосредоточенным шунтом адаптивной рельсовой цепью с сосредоточенным и распределенным шунтами. Описанные модели рельсовых линий используются для исследования методов контроля адаптивных рельсовых цепей.

Модель, рельсовая линия, рельсовая цепь, адаптивная рельсовая цепь, схема замещения, шунт.

Одним из достоинств находящихся в эксплуатации типовых рельсовых цепей [1] является большая длина, но имеются и недостатки – это наличие изолирующих стыков, самых ненадежных элементов рельсовых цепей (РЦ), отсутствие достоверного контроля состояния РЛ при пониженном сопротивлении изоляции, сравнительно низкое значение нормативного шунта по сравнению с шунтами других стран. Поэтому становится актуальным вопрос о разработке такой рельсовой цепи, которая смогла бы обеспечить надёжный и достоверный контроль состояния рельсовой цепи при длине рельсовой линии 1 – 2 км и снижении сопротивления изоляции до 0,1 – 0,2 Ом·км, что позволит значительно уменьшить затраты на строительство, эксплуатацию систем интервального регулирования движения поездов (ИРДП) и, что особенно важно, повысить безопасность движения поездов. Такие РЦ были разработаны – адаптивные рельсовые цепи (АРЦ). АРЦ – это РЦ, контроль состояния которой осуществляется с учётом сопротивления изоляции в текущий момент времени [2].

Для анализа рельсовых цепей с адаптивным приёмником приходится учитывать состояние (наличие шунтов, величину сопротивления изоляции каждой РЛ, динамику и диапазон изменения этого сопротивления и т.д.) нескольких рельсовых цепей одновременно, их взаимное влияние друг на друга.

В условиях, когда контроль состояния каждой РЦ зависит от состояния рельсовых линий других участков, необходимо исследовать модель, которая бы представляла совокупность рельсовых линий. Такую совокупность назовем контролируемой зоной (КЗ). Исследование таких рельсовых цепей существенно отличается от исследования рельсовых цепей с приёмниками релейного действия.

Сложность контроля РЛ состоит в том, что одновременно должны анализироваться напряжения приёмных концов двух или более рельсовых линий КЗ. Для анализа работы АРЦ составлена математическая модель: схема замещения РЦ, аналитические выражения, алгоритм расчёта и программа, которая учитывает токораспределение по всей длине КЗ. Кроме модели РЛ КЗ должен быть разработан и алгоритм контроля их состояния. Для реализации такого алгоритма может быть использована ЭВМ при помощи программы, соответствующей выбранному способу контроля состояния РЛ. Поэтому составным элементом АРЦ, наряду с приборами питающих и приёмных концов и рельсовыми линиями КЗ, является многовходовой приёмник с программой контроля состояния адаптивных рельсовых цепей (ПАРЦ). Для анализа достоверности работы АРЦ необходимо исследовать комплекс, состоящий из РЛ КЗ и многовходового приёмника с ПАРЦ. Каждая рельсовая линия КЗ может быть представлена четырехполюсниками (рис. 1), которые в отличие от четырехполюсников

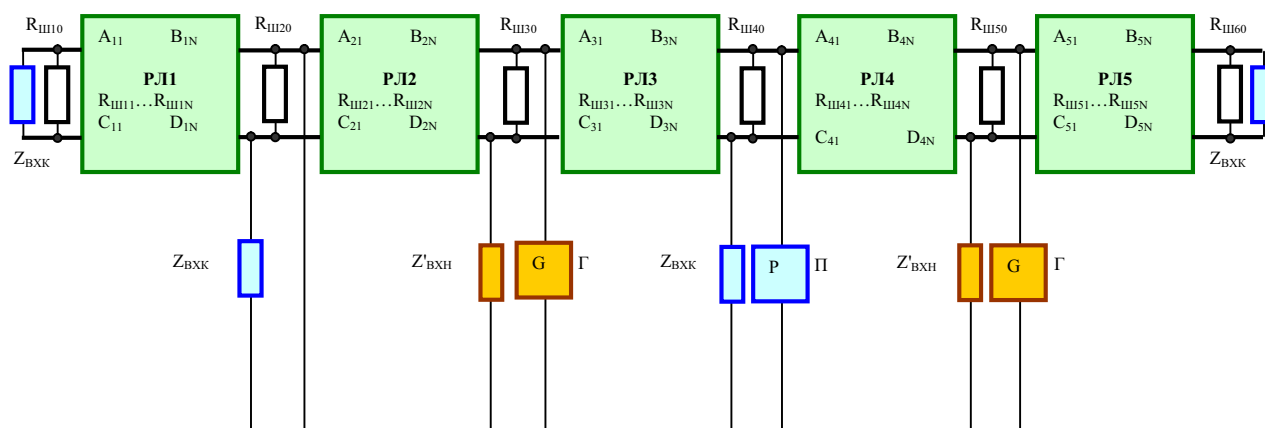


Рис. 1. Расчётная базовая схема замещения рельсовых цепей контролируемой зоны

рельсовых цепей с пороговым приемником имеют существенные отличия. При определении порога переключения приёмника учитывается изменение сопротивления изоляции и наличие продольной асимметрии.

Контролируемой зоной может быть совокупность компактно расположенных рельсовых линий станции или перегона, контролируемых совместно посредством одного многовходового приёмника. Рельсовые линии контролируемой зоны могут быть свободны или частично заняты, поэтому электрическая модель контролируемой зоны для анализа АРЦ должна учитывать такую ситуацию. В адаптивных рельсовых цепях нормальный и шунтовой режимы не могут рассматриваться отдельно, так как контроль состояния РЛ зависит от параметров РЛ, в т. ч. и от шунтов, размещённых на них (контрольный режим в этом случае не рассматривается в связи с тем, что по сравнению с другими режимами он наступает реже, и в большинстве случаев это происходит под проходящим поездом, который в этом режиме защитить, а также выявить этот режим практически не представляется возможным, так как гальваническая связь между лопнувшими рельсами присутствует практически всегда). Более того, рельсовые линии КЗ для основных режимов (нормального, шунтового) должны быть представлены единой схемой замещения. Первым шагом к созданию обобщённой модели является схема замещения, представляющая рельсовую линию КЗ в нормальном и шунтовом режимах. Одной из таких моделей является

рельсовая линия, представленная рядом четырёхполюсников, которые эквивалентны коротким путевым участкам (от пяти до пятидесяти метров) и поездным шунтам. Кроме того, учитывается влияние смежных рельсовых линий, как с поездными шунтами, так и без них. В зависимости от частоты сигнального тока и сопротивления изоляции возможно влияние шунтов, расположенных на значительных расстояниях от исследуемой рельсовой линии.

Для исследований РЦ с адаптивным приёмником необходимо разработать новую модель рельсовой линии, т.к. известная модель не учитывает изменение сопротивления изоляции, продольную асимметрию.

Схему замещения АРЦ с учётом влияния смежных РЦ можно представить в соответствии с рис. 2 – 5, где A_{C11} , B_{C11} , C_{C11} , D_{C11} и A_{C12} , B_{C12} , C_{C12} , D_{C12} – коэффициенты четырёхполюсников рассматриваемой РЛ, $A_{ШС}$, $B_{ШС}$, $C_{ШС}$, $D_{ШС}$ – коэффициенты четырёхполюсника РЛ с расположенным на нём распределённым шунтом, $Z_{ВХЛ}$ и $Z_{ВХП}$ представляют собой эквивалентное сопротивление левых и правых смежных рельсовых цепей, $Z'_{ВХН}$ – обратное входное сопротивление начала РЦ, $Z_{ВХК}$ – входное сопротивление конца РЦ, $R_{ШС}$ – сопротивление шунта, расположенного на рассматриваемой РЛ, U_E – напряжение эквивалентного генератора.

Схема замещения типовой РЦ представлена на рис. 2. В этой РЦ имеется сосредоточенный шунт. Расчёт нормального и шунтового режимов производится для наихудших значений сопротивления изоляции, т. е. для минимальных и

максимальных соответственно, и не учитывает отражённой волны (согласованности нагрузки).

Для АРЦ этот расчёт является неполным и не отвечает критериям безопасности, так как здесь учитывается текущее значение r_n , которое и является наихудшим (мы не измеряем r_n , а по напряжению определяем его), и по нему, строго говоря, производятся все расчёты режимов. И с тем, чтобы не ошибиться, учитывается изменение балласта за время движения поезда. Это и есть диапазон изменения r_n . И чем он уже, тем больше длина РЦ (в идеале, если он равен нулю, то длина равна бесконечности). А чем больше время занятости участка, тем дольше учитывается этот диапазон, т.к. за это время балласт мог измениться (намокнуть или высохнуть). К тому же, если в обычной РЦ наихудшим шунтом был шунт одиночного вагона, то в АРЦ его нет, им может быть любой шунт. Любое значение шунта может создать опасную ситуацию, поэтому должно учитываться любое значение шунта.

Схема замещения адаптивной РЦ, где предусматривается распределённый шунт, изображена на рис. 3.

Аналогично представляются и смежные РЦ, так при контроле состояния РЛ рассматриваемой РЦ в АРЦ учитываются и состояния смежных РЛ.

Схемы замещения левых и правых смежных рельсовых цепей с сосредоточенным шунтом приведены на рис. 4,а и 4,б, где $A_{Л11}, B_{Л11}, C_{Л11}, D_{Л11}, A_{Л12}, B_{Л12}, C_{Л12}, D_{Л12}$ и $A_{П11}, B_{П11}, C_{П11}, D_{П11}, A_{П12}, B_{П12}, C_{П12}, D_{П12}$ – коэффициенты четырёхполюсников первых левой и правой смежных РЦ соответственно, $R_{ШЛ1}$ и $R_{ШП1}$ – сопротивление шунта, расположенного на РЛ первых левой и правой смежных РЦ соответственно, $A_{Л21}, B_{Л21}, C_{Л21}, D_{Л21}, A_{Л22}, B_{Л22}, C_{Л22}, D_{Л22}$ и $A_{П21}, B_{П21}, C_{П21}, D_{П21}, A_{П22}, B_{П22}, C_{П22}, D_{П22}$ – коэффициенты четырёхполюсников вторых левой и правой смежных РЦ соответственно, $R_{ШЛ2}$ и $R_{ШП2}$ – сопротивление шунта, расположенного на РЛ вторых левой и правой смежных РЦ соответственно, Z_B – волновое сопротивление.

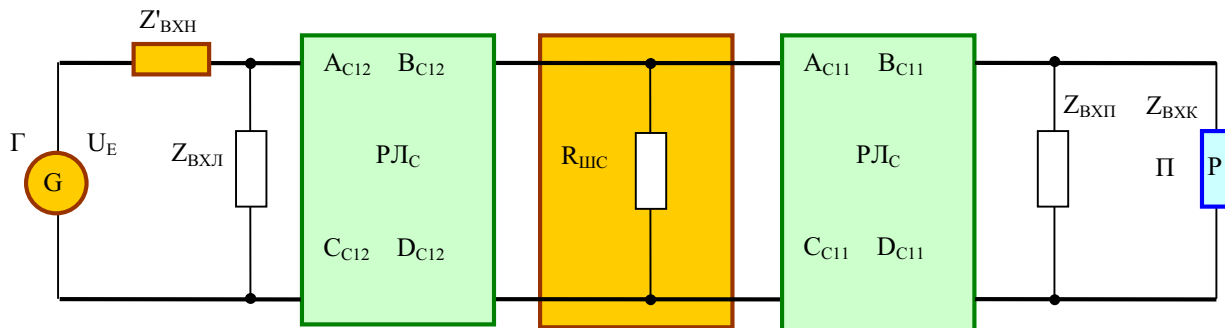


Рис. 2. Схема замещения рассматриваемой рельсовой цепи с сосредоточенным шунтом

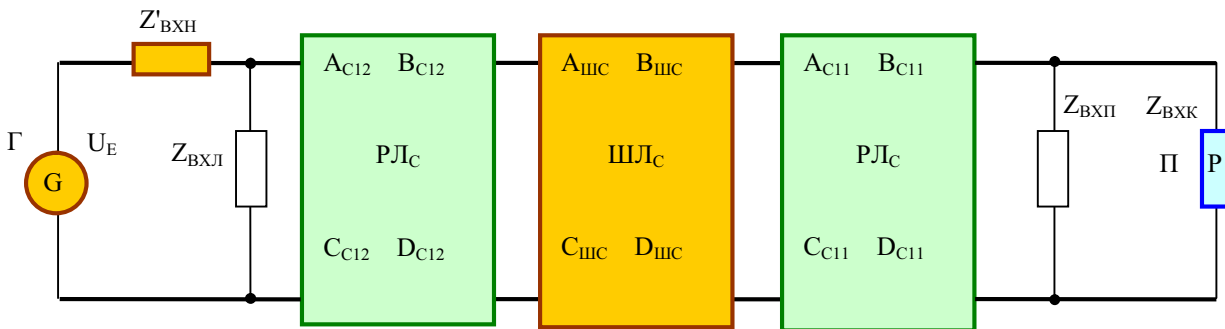


Рис. 3. Схема замещения рассматриваемой рельсовой цепи с распределённым шунтом

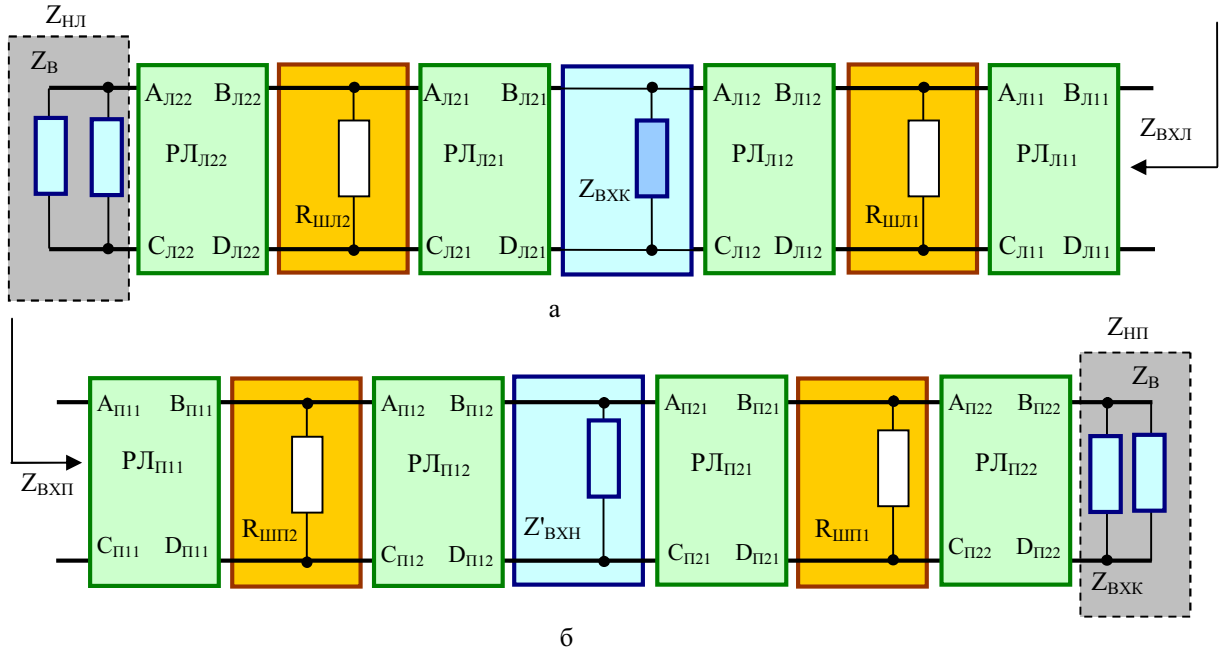


Рис. 4. Схемы замещения левых и правых смежных рельсовых цепей с сосредоточенным шунтом

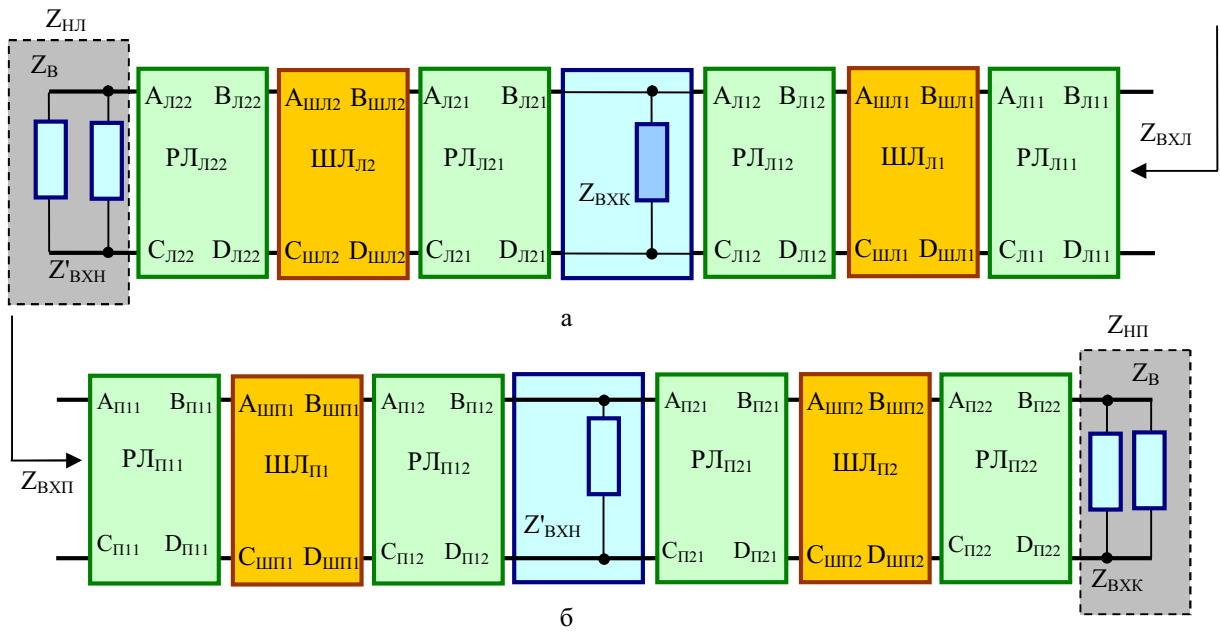


Рис. 5. Схемы замещения левых и правых смежных рельсовых цепей с распределённым шунтом

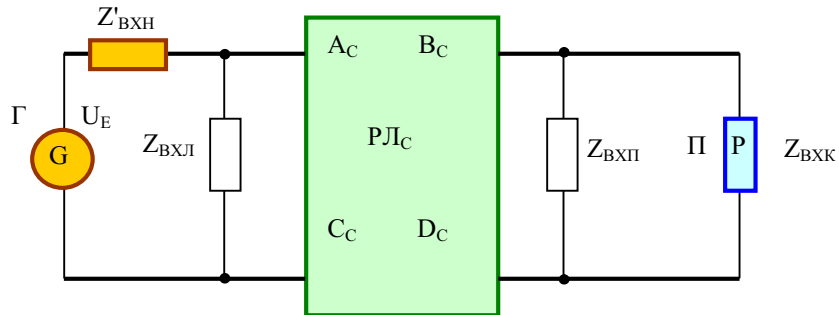


Рис. 6. Общая схема замещения рельсовой цепи

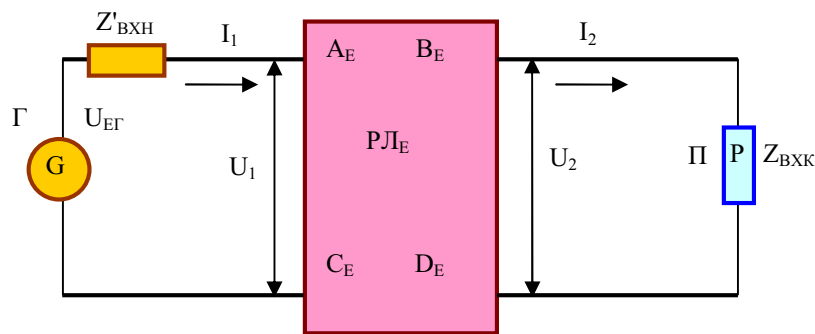


Рис. 7. Эквивалентная схема замещения адаптивной рельсовой цепи

Схемы замещения левых и правых смежных рельсовых цепей с распределенным шунтом представлены на рис. 5, где $A_{шл1}, B_{шл1}, C_{шл1}, D_{шл1}$ и $A_{шл2}, B_{шл2}, C_{шл2}, D_{шл2}$ – коэффициенты четырёхполюсников РЛ с расположенным на них распределённым шунтом на левых смежных РЦ; $A_{шп1}, B_{шп1}, C_{шп1}, D_{шп1}$ и $A_{шп2}, B_{шп2}, C_{шп2}, D_{шп2}$ – коэффициенты четырёхполюсников РЛ с расположенным на них распределённым шунтом на правых смежных РЦ.

Общая схема замещения адаптивной рельсовой цепи будет иметь вид, изображенный на рис. 6.

Эквивалентная схема замещения адаптивной рельсовой цепи с учётом влияния смежных рельсовых цепей ($Z_{ВХЛ}$ и $Z_{ВХП}$) примет вид, показанный на рис. 7.

Коэффициенты четырёхполюсника рельсовой линии можно представить следующими уравнениями:

$$A=D=ch(\gamma l) ; B=Z_B \times sh(\gamma l) ; C=\frac{sh(\gamma l)}{Z_B} \text{ – для}$$

РЛ с распределёнными параметрами и наличием изолирующих стыков;

$$A=D=ch(\gamma l)+sh(\gamma l) ; B=Z_B \times sh(\gamma l) ;$$

$$C=\frac{2 \times [ch(\gamma l)+sh(\gamma l)]}{Z_B} \text{ – для РЛ с}$$

распределёнными параметрами и при отсутствии изолирующих стыков,

$$\text{где } \gamma=\sqrt{\frac{z}{r_{uu}}}, Z_B=\sqrt{z \times r_{uu}}.$$

Зависимость между напряжениями и токами по концам рельсовой цепи имеет вид:

$$U_1=U_2 \times A_E+I_2 \times B_E ; I_1=U_2 \times C_E+I_2 \times D_E ,$$

$$\text{где } A_E=A_C+\frac{B_C}{Z_{ВХП}} ; B_E=B_C ;$$

$$C_E=C_C+\frac{A_C}{Z_{ВХЛ}}+\frac{I}{Z_{ВХП}} \times \left(D_C+\frac{B_C}{Z_{ВХЛ}} \right) ;$$

$$D_E=D_C+\frac{B_C}{Z_{ВХЛ}} \text{ – коэффициенты}$$

эквивалентного четырёхполюсника (рис. 7); U_1 и I_1 – напряжение и ток на питающем конце; U_2 и I_2 – напряжение и ток на приёмном конце.

Определим входное сопротивление левых смежных рельсовых цепей с сосредоточенным шунтом (РЛ_{Л1}, РЛ_{Л2} и $Z_{НЛ}$). По рис. 4,а матрица четырёхполюсника РЛ_Л представляет собой каскадное соединение четырёхполюсников РЛ_{Л1}, РЛ_{Л2} и $Z_{НЛ}$. Для определения коэффициентов четырёхполюсников РЛ_Л перемножим матрицы всех четырёхполюсников:

$$\begin{aligned} \begin{vmatrix} A_L & B_L \\ C_L & D_L \end{vmatrix} &= \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{Л22} & B_{Л22} \\ C_{Л22} & D_{Л22} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{Л21} & B_{Л21} \\ C_{Л21} & D_{Л21} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{Л12} & B_{Л12} \\ C_{Л12} & D_{Л12} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{Л11} & B_{Л11} \\ C_{Л11} & D_{Л11} \end{vmatrix} , \end{aligned}$$

$$\text{где } Z_{НЛ}=\frac{Z_B Z'_{ВХН}}{Z_B+Z'_{ВХН}}.$$

Входное сопротивление четырёхполюсника РЛ_Л вычислим по следующему уравнению:

$$Z_{ВХЛ}=\frac{Z_{НЛ} \times A_L+B_L}{Z_{НЛ} \times C_L+D_L}, \text{ где } Z_{НЛ}=\frac{Z_B \times Z'_{ВХН}}{Z_B+Z'_{ВХН}}. \quad (1)$$

При $I_2=0$ получим $Z_{BXL} = \frac{A_L}{C_L}$. (2)

Аналогичные вычисления с учётом рис. 4,б сделаем для правых смежных рельсовых цепей (РЛ_{П1}, РЛ_{П2} и Z_{НП}):

$$\begin{aligned} \begin{vmatrix} A_{П} & B_{П} \\ C_{П} & D_{П} \end{vmatrix} &= \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{П22} & B_{П22} \\ C_{П22} & D_{П22} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{П21} & B_{П21} \\ C_{П21} & D_{П21} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{П12} & B_{П12} \\ C_{П12} & D_{П12} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{П11} & B_{П11} \\ C_{П11} & D_{П11} \end{vmatrix}, \end{aligned}$$

где $Z_{НП} = \frac{Z_B Z_{BХК}}{Z_B + Z_{BХК}}$.

Входное сопротивление четырёхполюсника РЛ_П вычислим по следующему уравнению:

$$Z_{BХП} = \frac{Z_{НП} \times A_{П} + B_{П}}{Z_{НП} \times C_{П} + D_{П}}, \text{ где } Z_{НП} = \frac{Z_B \times Z_{BХК}}{Z_B + Z_{BХК}}. \quad (3)$$

При $I_2=0$ получим $Z_{BХП} = \frac{A_{П}}{C_{П}}$. (4)

Теперь определим входное сопротивление левых смежных рельсовых цепей с распределённым шунтом (РЛ_{Л1}, РЛ_{Л2} и Z_{НЛ}). По рис. 5,а матрица четырёхполюсника РЛ_Л также представляет собой каскадное соединение четырёхполюсников РЛ_{Л1}, РЛ_{Л2} и Z_{НЛ}. Для определения коэффициентов четырёхполюсников РЛ_Л перемножим матрицы всех четырёхполюсников:

$$\begin{aligned} \begin{vmatrix} A_L & B_L \\ C_L & D_L \end{vmatrix} &= \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{Л22} & B_{Л22} \\ C_{Л22} & D_{Л22} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} A_{ШЛ2} & B_{ШЛ2} \\ C_{ШЛ2} & D_{ШЛ2} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{Л21} & B_{Л21} \\ C_{Л21} & D_{Л21} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{Л12} & B_{Л12} \\ C_{Л12} & D_{Л12} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{Л11} & B_{Л11} \\ C_{Л11} & D_{Л11} \end{vmatrix}. \end{aligned}$$

$$\times \begin{vmatrix} A_{ШЛ1} & B_{ШЛ1} \\ C_{ШЛ1} & D_{ШЛ1} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{Л11} & B_{Л11} \\ C_{Л11} & D_{Л11} \end{vmatrix}.$$

Входное сопротивление четырёхполюсника РЛ_Л вычислим (1). При $I_2=0$ получим (2).

Аналогичные вычисления с учётом рис. 5,б сделаем для правых смежных рельсовых цепей (РЛ_{П1}, РЛ_{П2} и Z_{НП}):

$$\begin{aligned} \begin{vmatrix} A_{П} & B_{П} \\ C_{П} & D_{П} \end{vmatrix} &= \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{П22} & B_{П22} \\ C_{П22} & D_{П22} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} A_{ШП2} & B_{ШП2} \\ C_{ШП2} & D_{ШП2} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{П21} & B_{П21} \\ C_{П21} & D_{П21} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{П12} & B_{П12} \\ C_{П12} & D_{П12} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} A_{ШП1} & B_{ШП1} \\ C_{ШП1} & D_{ШП1} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{П11} & B_{П11} \\ C_{П11} & D_{П11} \end{vmatrix}. \end{aligned}$$

Входное сопротивление четырёхполюсника РЛ_П вычислим по (3). При $I_2=0$ получим (4).

Для средней рельсовой линии (РЛ_С) с сосредоточенным шунтом с учётом рис. 2 матрица четырёхполюсника примет вид:

$$\begin{aligned} \begin{vmatrix} A_C & B_C \\ C_C & D_C \end{vmatrix} &= \begin{vmatrix} A_{C11} & B_{C11} \\ C_{C11} & D_{C11} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{C12} & B_{C12} \\ C_{C12} & D_{C12} \end{vmatrix}. \end{aligned}$$

Аналогично для средней рельсовой линии (РЛ_С) с распределённым шунтом с учётом рис. 3 матрица четырёхполюсника будет иметь вид:

$$\begin{aligned} \begin{vmatrix} A_C & B_C \\ C_C & D_C \end{vmatrix} &= \begin{vmatrix} A_{C11} & B_{C11} \\ C_{C11} & D_{C11} \end{vmatrix} \times \\ &\times \begin{vmatrix} A_{ШС} & B_{ШС} \\ C_{ШС} & D_{ШС} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} A_{C12} & B_{C12} \\ C_{C12} & D_{C12} \end{vmatrix}. \end{aligned}$$

Недостатком новой модели является достаточно громоздкая структура.

Вышеприведённые модели рельсовых линий могут быть использованы вместо старых моделей, которые не учитывают изменение сопротивления изоляции и продольную асимметрию для анализа и расчёта адаптивных рельсовых цепей.

Библиографический список

1. Котляренко, Н. Ф. Путьевая блокировка и авторегулировка [Текст]: учебник для вузов / Н. Ф. Котляренко, А. В. Шишляков, Ю. В. Соболев, И. З. Скрыпин, В. А. Шишляков. – М.: Транспорт, 1983. – 408 с.
2. Полевой, Ю. И. Совершенствование устройств контроля состояния железнодорожных путевых участков [Текст] / Ю. И. Полевой. – Самара: СамГАПС, 2005. – 134 с.

References

1. Kotlyarenko, N. F. Track blocking and autoregulation: textbook for higher schools / N. F. Kotlyarenko, A. V. Shishlyakov, Yu. V. Sobolev, I. Z. Skrypin, V. A. Shishlyakov. – Moscow: Transport, 1983. – 408 p.
2. Polevoy, Yu. I. Improving the devices of railway track section state control / Yu. I. Polevoy. – Samara: Samara State University of Means of Communication, 2005. – 134 p.

RAIL LINE MODELS FOR ADAPTIVE RECEIVER TRACK CIRCUITS

© 2010 F. R. Akhmadullin

Samara State University of Means of Communication

The paper deals with models of rail lines that can be used to analyse and calculate adaptive track circuits. Criteria of evaluating the state of adaptive track circuits are given. Adaptive track circuits with concentrated and distributed shunts are shown to substitute for typical rail lines with a concentrated shunt. The models described are used to analyse the methods of controlling adaptive track circuits.

Model, rail line, track circuit, adaptive track circuit, equivalent circuit, shunt.

Информация об авторах

Ахмадуллин Фанис Ринатович, преподаватель кафедры «Автоматика, телемеханика и связь на железнодорожном транспорте» Самарского государственного университета путей сообщения, fanis83ar@mail.ru. Область научных интересов: исследование и разработка методов контроля железнодорожных путевых участков.

Akhmadullin Fanis Rinatovitch, teacher of the department “Automation, telemechanics and communication in railway transport”, Samara State University of Means of Communication, fanis83ar@mail.ru. Area of research: analysis and development of methods of railway track section control.

ИЗМЕРЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОЙ ПОВЕРХНОСТИ РАССЕЙВАНИЯ В УСЛОВИЯХ СЛАБОЙ БЕЗЭХОВОСТИ

© 2010 В. С. Бачурин, Д. М. Батухтин, В. Д. Пышный

ОАО «ОКБ «НОВАТОР», г. Екатеринбург

Рассмотрен метод, обеспечивающий измерение эффективной поверхности рассеивания (ЭПР) объектов в условиях производственных помещений, не имеющих специальных радиопоглощающих покрытий. Метод основан на проведении измерений в частотной области с переходом во временную область с помощью преобразования Фурье, фильтрации и обратного перехода в частотную область. За один цикл измерений формируются данные по ЭПР в широком диапазоне частот. Приведены экспериментальные данные.

Радиолокационная заметность, эффективная поверхность рассеивания, радиопоглощающий материал, преобразование Фурье, диаграмма, обратное рассеивание, синеграмма, безэховость.

В настоящее время к объектам военной техники предъявляются жёсткие требования на уровень их радиолокационной заметности, который численно характеризуется величиной ЭПР. Измерение ЭПР производится на открытых измерительных полигонах либо в прецизионных безэховых камерах (ПБЭК), оборудованных коллиматором для обеспечения условий дальней зоны [1].

Измерительные полигоны в силу зависимости от погодных условий не могут обеспечить объём измерений, необходимый для экспериментальной отработки всех элементов конструкции. Стоимость создания коллиматорных ПБЭК чрезвычайно высока. Разработка и внедрение методов, позволяющих измерять ЭПР при минимальных требованиях к уровню безэховости, вплоть до обеспечения возможности измерений в помещениях, не имеющих специальных покрытий, даёт высокий экономический эффект.

В работе [2] приведено описание измерительного стенда, работа которого основана на выполнении измерений отражённого сигнала для дискретного набора частот с дальнейшим переводом результата во временную область с помощью преобразования Фурье. Фильтрация во временной области позволяет отделить сигнал, отражённый от объекта (или его элемента), от помех, вызванных отражениями от местных предметов и связью между передающим и приемным

трактами. Обратное преобразование Фурье сигнала восстанавливает в частотной области амплитуду отражённого сигнала, измеренного без помех.

В зависимости от поставленной задачи результаты измерений могут быть получены в виде:

– графика угловой зависимости усреднённого значения ЭПР для установленной полосы частот путём измерения во временной области амплитуды сигнала, отражённого от объекта (или его элемента);

– построения синограмм (графиков зависимости относительной дальности до локальных центров отражения в зависимости от угла наблюдения). Синограммы используются для выявления мест нахождения и интенсивности локальных центров отражений и построения радиолокационного портрета объекта [3];

– вычисления двумерной функции, соответствующей частотно-угловой зависимости ЭПР объекта. Результат может быть представлен в виде трёхмерного графика либо двумерных графиков зависимости ЭПР от угла наблюдения для фиксированной (квазимонохромной [4]) частоты или частотной зависимости ЭПР при фиксированном угле наблюдения. Данная функция позволяет вычислить отклик от объекта, соответствующий его облучению сигналом с заданным спектром.

Приведённые результаты получены в условиях, которые для измерений заведомо

хуже, чем существуют в обычных производственных помещениях. С одной стороны, на расстоянии около 4 м от антенны находится стена, облицованная волнистым профнастилом из алюминия, с другой стороны, на расстоянии 4,5 м – балкон с металлическими перилами. Балкон проходит и у задней стенки зала. Расстояние до него от антенны около 15 м. Измерения производились при дальности до объекта 5 м и 8 м.

Для подтверждения возможности измерений в таких условиях проведено измерение характеристик обратного рассеяния прямоугольной металлической пластины размером 200×200×4 мм. Выбор объекта обусловлен простотой получения расчётных характеристик [4] для оценки результатов измерений. Исследуемой пластине был придан небольшой прогиб в вертикальной плоскости. Стрелка прогиба равна 1,5 мм. При измерениях пластина подвешивалась на тонких нитях из кевлара к поворотной платформе стенда 50Ст-126, которая обеспечивала её вращение вокруг вертикальной оси.

На рис. 1 приведена фотография пластины и окружающей обстановки. Визуально размеры пластины кажутся несколько больше фактических, что вызвано различием расстояний до пластины и стен.



Рис. 1. Пластина на подвеске

На рис. 2 приведена диаграмма обратного рассеивания пластины (выпуклая сторона), измеренная на дальности 8 м на центральной частоте 5 ГГц и полосе свипирования 0,5 ГГц. Поляризация горизонтальная, уровень выходного сигнала принят за 0 дБ. Максимум первого бокового лепестка выше расчётного для плоской пластины на 0,2 дБ, для четвертого на 2,7 дБ, для пятого на 3,7 дБ. Для обратной стороны эти максимумы соответственно ниже. Усреднённая ошибка не превышала 0,5 дБ.

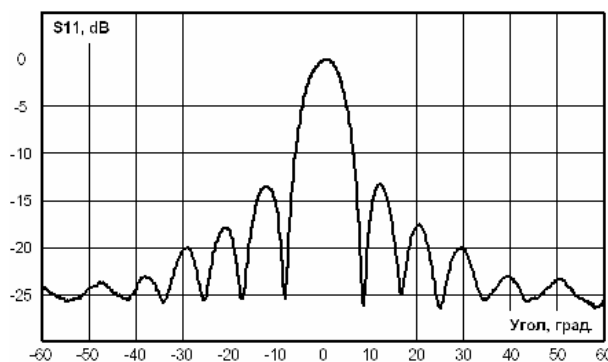


Рис. 2. Измеренная диаграмма обратного рассеивания пластины (выпуклая сторона)

Шум во временной области вызывает увеличение погрешности измерения ЭПР. Он вызван погрешностью измерения в частотной области в результате:

- шума приёмного устройства;
- конечной точности измерения и дискретности представления амплитуды и фазы входного сигнала;
- наличия отражений от окружающих предметов и неоднородностей в антенно-фидерном тракте.

Влияние первых двух факторов можно уменьшить многократным повтором измерений. Для используемого измерительного прибора это стандартная функция. Установка усреднения результатов по 100 отсчётам практически не влияет на фактическое время измерения, которое определяется допустимой скоростью вращения платформы без раскачивания объекта.

В процессе измерения на вход приёмного устройства поступает напряжение $U_{вх} = U_c + U_{п}$, равное векторной сумме напряжений сигнала U_c и помехи $U_{п}$. При измерении без исследуемого объекта на

входе приёмника действует напряжение $U'_{вх}=U_{п}$. Вычисляя векторную разность $U_{вх}$ и $U'_{вх}$, получим входное напряжение, соответствующее сигналу. Выполнить полную компенсацию помехи не удаётся. Это вызвано погрешностью измерения с учетом, что $U_c \ll U_{п}$, и погрешностью установки частоты, приводящей к изменению фазы входного сигнала.

Шум уменьшается с увеличением шага перестройки частоты ΔF . Максимально возможный шаг определяется условиями измерений. После преобразования Фурье отклик во временной области образует периодическую функцию с периодом $T=1/\Delta F$. В результате наложения спектра отражённые сигналы с временем задержки большим, чем T , могут попадать в диапазон дальностей до исследуемого объекта. Контроль фоновой обстановки позволяет выявить отсутствие отражённых сигналов, имеющих время запаздывания больше T .

На рис. 3,а приведена фоновая обстановка для условий размещения стенда 50Ст-126. Дальность 0 м соответствует входному соединителю антенны. Высокий уровень помехи на дальности < 4,5 м вызван отражениями в рупоре антенны и от близкорасположенных предметов. Подъём уровня помехи на дальности 14 м соответствует отражению от задней стены зала. Повышение уровня помехи на больших дальностях вызвано многократными отражениями от строительных конструкций. На дальности 4,7 м виден всплеск от эталонной сферы диаметром 100 мм, используемой для оценки уровня фона.

На рис. 3,б приведена фоновая обстановка после компенсации сигнала помехи. Как видно из рисунка, уровень отражённого сигнала от раскрыва антенны снизился на 30 дБ, средний уровень фона снизился на 15 дБ. Уровень сигнала, отражённого от сферы, не изменился.

На рис. 4,а приведена синопграмма [3] пластины при облучении волной с вертикальной поляризацией, а на рис. 4,б – горизонтальной. Измерение произведено при свипировании частоты от 1 ГГц до 12 ГГц с шагом $\Delta F=6,875$ МГц. Время измерения около трёх минут.

Измеренные синопграммы согласуются с [5] для углов, отличных от 0° (зеркальное отражение), основной вклад в ЭПР вносят отражения от кромок.

Амплитуда крайних зеркальных максимумов примерно на 10% меньше амплитуды среднего за счёт эффекта прогиба исследуемой пластины. При облучении изогнутой пластины сферической волной выпуклая сторона вызывает дополнительное рассеяние отраженного луча, а вогнутая – его фокусировку. При облучении плоской волной эти максимумы одинаковы. Данный приём позволяет оценить погрешность от невыполнения условий дальней зоны.

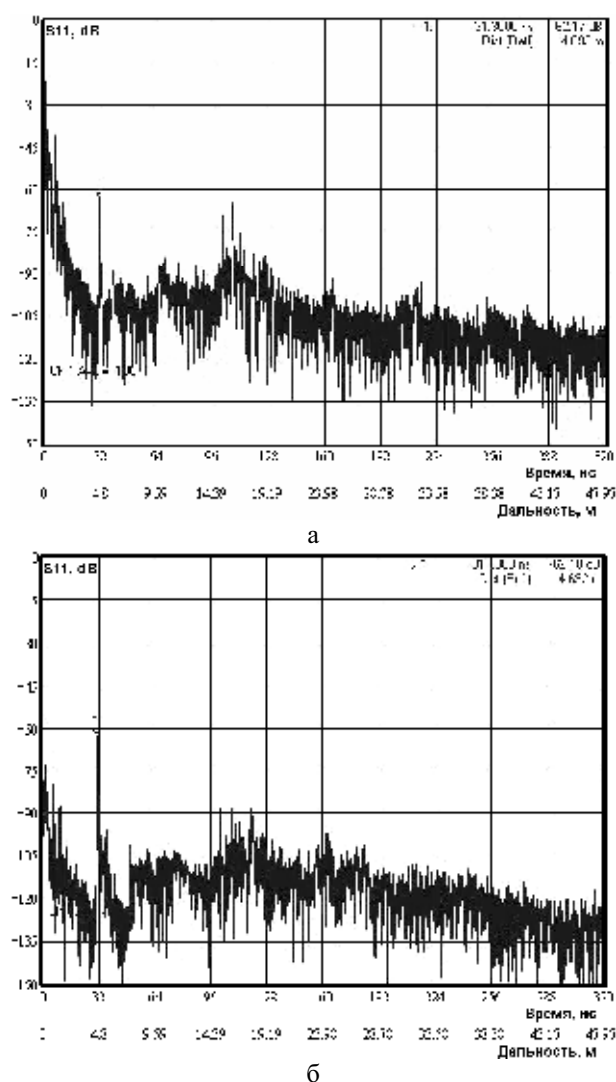


Рис. 3.: а – фоновая обстановка во временной области; б – фоновая обстановка во временной области с компенсацией фона

Для обеспечения пространственной селекции измерения необходимо проводить в достаточно широком диапазоне частот. Результат измерений – усреднённая

величина рассеивания для выбранного диапазона. ЭПР объектов, содержащих частотно-избирательные элементы (антенны, обтекатели и т.д.), может существенно отличаться от усреднённой величины.

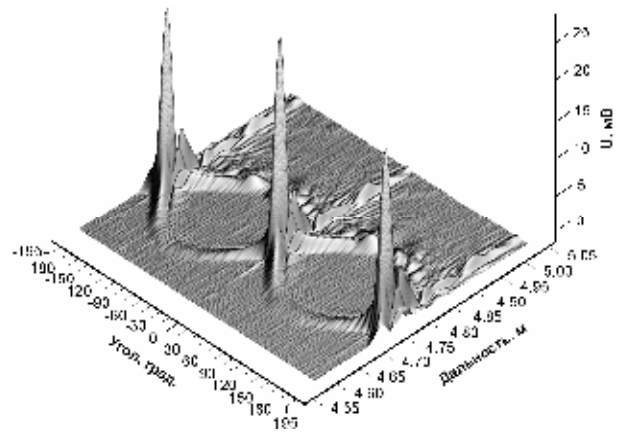
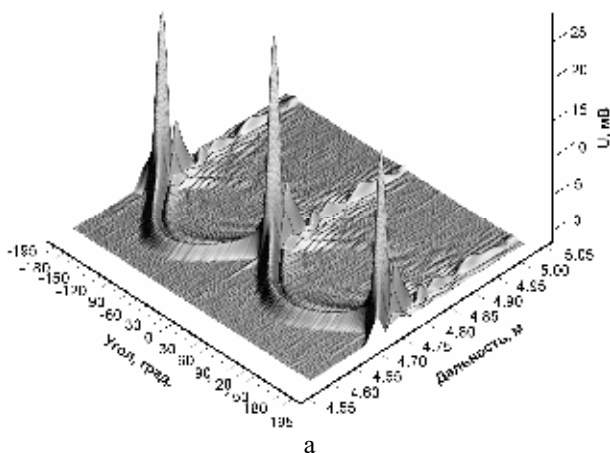
При необходимости получения частотной зависимости ЭПР выполним временное стробирование (фильтрацию), для чего обнулим амплитуду отсчётов, за исключением интервала, в котором находится отражённый от объекта сигнал. После преобразования Фурье последовательности временных отсчётов получим коэффициенты $U_c(F_n, \varphi)$, которые соответствуют напряжению на входе приёмника на частоте F_n при угле облучения φ , измеренному без помех от окружающей обстановки (за исключением помех и шума, совпадающих по времени со стробом). Форма фронтов строба не оказывает существенного влияния на результат преобразования – они расположены на интервалах, где уровень сигнала близок к нулю.

Для калибровки полученных данных выполним аналогичные измерения для эталонного сферического отражателя и получим $U_3(F_n)$. Зависимость от угла облучения здесь отсутствует. В рассматриваемом случае калибровка должна быть выполнена в виде (1):

$$\sigma(F_n, \varphi) = \sigma_3(F_n) \cdot \left(\frac{|U_c(F_n, \varphi)|}{|U_3(F_n)|} \right)^2, \quad (1)$$

$$n = 1, \dots, N,$$

где: $\sigma(F_n, \varphi)$ – ЭПР для частоты F_n при угле облучения φ ; $\sigma_3(F_n)$ – расчётная ЭПР эталонного отражателя.



б

Рис. 4. Синограммы пластины размером 200×200×4 мм: а – при облучении волной с вертикальной поляризацией; б – при облучении волной с горизонтальной поляризацией

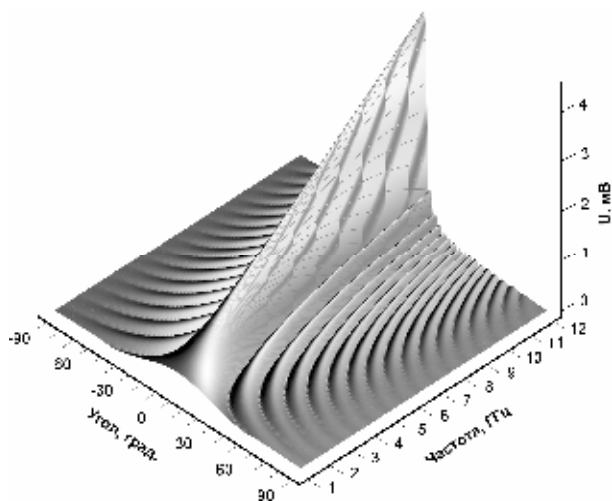
Отметим, что идентичность набора частот и положения строба компенсирует частотную характеристику измерительного тракта.

На рис. 5,а приведен расчётный график, а на рис. 5,б – результаты измерений ЭПР металлической пластины при вертикальной поляризации. С целью повышения наглядности амплитуда сигнала на графиках пропорциональна входному напряжению (т. е. $\sqrt{\sigma}$).

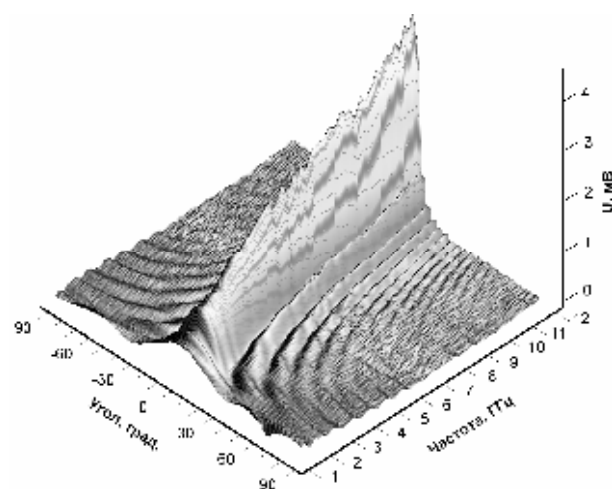
Синхронность флуктуации амплитуды зеркального максимума и первых боковых лепестков показывает, что она вызвана погрешностью измерения (или расчёта) ЭПР эталонного отражателя.

Для объектов, имеющих резонансные структуры, трёхмерные графики позволяют быстро оценить их частотно-угловые характеристики. В качестве примера на рис. 6 приведена измеренная диаграмма рассеяния пластины 520×520×15 мм из фторопласта-4.

Полуволновый слой диэлектрика обеспечивает максимальную радиопрозрачность, что хорошо видно на графике по минимуму зеркального отражения на частоте 7,2 ГГц.



а



б

Рис. 5. Зависимости обратного рассеивания пластины 200×200×4 мм от частоты и угла наблюдения:
а – расчётное значение; б – измеренное значение

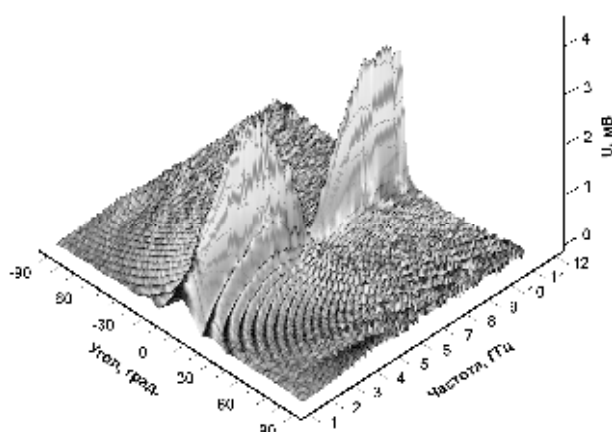


Рис. 6. Зависимость обратного рассеивания пластины из фторопласта от частоты и угла наблюдения

Характеристики радиопоглощающих материалов (РПМ) зависят от частоты. На рис. 7 приведена трёхмерная диаграмма рассеяния металлической пластины 200×200×4 мм, покрытой слоем РПМ. Уровень сигнала при нулевом угле облучения характеризует зависимость коэффициента зеркального отражения РПМ от частоты. Амплитуды боковых лепестков не уменьшились – материал не обеспечивает затухания поверхностных волн. Главный максимум не расширился – уровень диффузного отражения у материала незначителен.

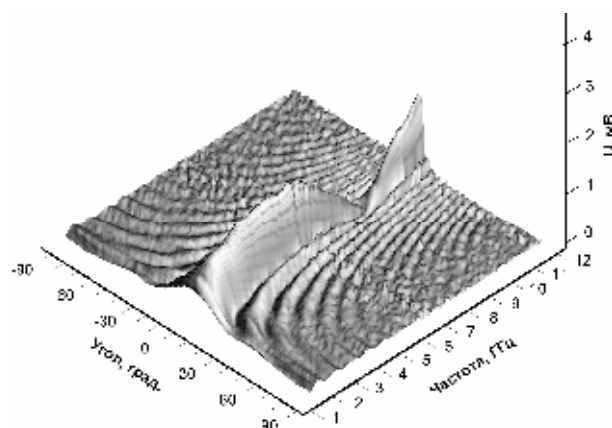


Рис. 7. Зависимость обратного рассеивания пластины, покрытой слоем РПМ, от частоты и угла наблюдения

Таким образом, рассмотренный метод позволяет измерять ЭПР объектов в условиях производственных помещений без использования радиопоглощающих покрытий. За один цикл измерений (оборот платформы стенда) измеряется ЭПР исследуемого объекта как двумерная функция от угла наблюдения и частоты сигнала. Соответствующие выборки представляют угловую зависимость ЭПР при фиксированной частоте или частотную характеристику при фиксированном угле облучения.

Библиографический список

1. Львова, Л. А. Радиолокационная заметность летательных аппаратов [Текст] / Л. А. Львова. – Снежинск: СФЯЦ-ВНИИТФ, 2003.
2. Бачурин, В. С. Стенд 50Ст-126 для отработки радиолокационной заметности элементов изделия [Текст] / В. С. Бачурин, Д. М. Батухтин // Научно-технический сборник «Проектирование и производство летательных аппаратов». – Екатеринбург, 2006. – С. 117-120.
3. Фархат, Н. Х. Формирование радиолокационного изображения методом разнесения в диапазоне СВЧ и автоматизированная идентификация целей, основанная на использовании моделей нейронных сетей [Текст] / Н. Х. Фархат // ТИИЭР. – 1989. – Т.77. – С. 43-56.
4. Кобак, В. О. Радиолокационные отражатели [Текст] / В. О. Кобак. – М.: Советское радио, 1975.
5. Уфимцев, П. Я. Метод краевых волн в физической теории дифракции [Текст] / П. Я. Уфимцев. – М.: Советское радио, 1962.

References

1. Lvova, L. A. Aircraft radar visibility / L. A. Lvova. – Snezhinsk: SFYC-VNIITF, 2003.
2. Batchurin, V. S. Stand 50St-126 for trying out the radar visibility of product elements / V. S. Batchurin, D. M. Batukhtin // Collection of scientific and engineering papers “Design and production of aircraft”. – Yekaterinburg, 2006. – pp. 117-120.
3. Farkhat, N. Kh. Forming a radar image by means of separation in the UHF range and automated target identification based on the use of neural networks models / N. Kh. Farkhat // TEEER. – 1989. – Vol.77. – pp. 43-56.
4. Kobak, V. O. Radar reflectors / V. O. Kobak. – Moscow: Sovetskoye radio (Soviet radio), 1975.
5. Ufimtsev, P. Ya. Border wave method in the physical theory of diffraction / P. Ya. Ufimtsev. – Moscow: Sovetskoye radio (Soviet radio), 1962.

MEASURING SCATTLERING CROSS-SECTION UNDER POOR ANECHOICITY CONDITIONS

© 2010 V. S. Batchurin, D. M. Batukhtin, V. D. Pyshnyj

Joint Stock Company “Experimental Design Bureau “Novator”, Yekaterinburg

The paper deals with a technique that makes it possible to measure the scattering cross-section of objects in production rooms having no special radioabsorbing surfaces. The technique is based on measurements in the frequency domain with the transition to the time domain using Fourier transformations, filtration and inverse transition to the frequency domain. Data on scattering cross-section are obtained in a wide range of frequencies in one cycle of measurements. Experimental data are presented.

Radar visibility, scattering cross-section, radioabsorbing material, Fourier transformation, diagram, backward scattering, sinegram, anechoecy.

Информация об авторах

Бачурин Владимир Сергеевич, начальник конструкторского отдела антенно-фидерных устройств ОАО «ОКБ «Новатор», ellips@ural.ru. Область научных интересов: дифракция электромагнитных волн, снижение радиолокационной заметности, цифровая обработка сигналов.

Батухтин Данил Михайлович, инженер-конструктор ОАО «ОКБ «Новатор», ellips@ural.ru. Область научных интересов: дифракция электромагнитных волн, снижение радиолокационной заметности, цифровая обработка сигналов.

Пышный Валерий Дмитриевич, заместитель начальника конструкторского отдела антенно-фидерных устройств ОАО «ОКБ «Новатор», ellips@ural.ru. Область научных интересов: проблемы снижения радиолокационной заметности, спутниковая навигация, системы измерений.

Batchurin Vladimir Sergeyevitch, head of design department of antenna-feeder devices, “Novator” design bureau, ellips@ural.ru. Area of research: diffraction of electromagnetic waves, reduction of radar visibility, digital signal processing.

Batukhtin Danil Mikhailovitch, design engineer, “Novator” design bureau, ellips@ural.ru. Area of research: diffraction of electromagnetic waves, reduction of radar visibility, digital signal processing.

Pyshnyj Valery Dmitrievitch, deputy head of the design department of antenna-feeder devices, “Novator” design bureau, ellips@ural.ru. Area of research: problems of radar visibility reduction, satellite navigation, measurement systems.

УДК 621.431.73

КАЧЕСТВЕННЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ ПРИ ЕГО УПРАВЛЕНИИ ПО КАНАЛУ РАЗРЯДНОГО ТОКА© 2010 Н. Е. Конюхов¹, П. А. Николаев², Р. Р. Соешев²¹Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)²ОАО «АВТОВАЗ»

Статья посвящена исследованиям качественных показателей автомобильных двигателей внутреннего сгорания (ДВС) принудительного зажигания. В работе рассмотрены вопросы, связанные с изменением расхода топлива и количества выхлопных газов при управлении режимами работы ДВС по каналу разрядного тока. Приведены результаты экспериментальных исследований качественных показателей серийных, а также перспективных поршневых двигателей. Дана комплексная оценка эффективности управления ДВС по уровню излучаемых электромагнитных помех.

Автомобиль, двигатель, топливо, помехи.

В настоящее время широкое развитие и применение техники приводит к тому, что её побочные продукты отрицательно влияют на жизнедеятельность человека и окружающую среду. Примерами техногенных отходов являются шум, загазованность, вибрация, электромагнитное поле (ЭМП) и др. Влияние этих продуктов наиболее наглядно сказывается в крупных мегаполисах. Несмотря на то, что требования международных норм, направленные на снижение и ограничение каждой составляющей техногенных отходов жёстко регламентированы, однако это не даёт в своей интегральной оценке желаемого результата. Такая ситуация связана, прежде всего, как с увеличением количества применяемой техники, так и с её ресурсным износом. Это наглядно просматривается на примере электромагнитного фона, созданного потоком автотранспорта. В [1] показано, что увеличение излучения от автомобиля, отработавшего заводской ресурс, составляет до 10 дБ. Такая временная нестабильность электромагнитного поля присуща, прежде всего, основному источнику помех, а именно системе зажигания [2] - [4]. Это связано с изменением электрических характеристик высоковольтного контура устройства воспламенения воздушно-топливной смеси, например, с увеличением искрового зазора свечи, что приводит к возрастанию тока в

ёмкостной фазе разряда, а следовательно, и излучения. Причём характеристики пассивных помехоподавляющих систем также ухудшаются со временем [5]. Например, коррозия элементов экранирующих устройств в местах их контакта с нулевым потенциалом двигателя или кузова автомобиля, а также изменение сопротивления как свечей зажигания, так и высоковольтных проводов с проводником на углеродной основе.

Для обеспечения норм ГОСТ Р 41.10-99 и международного правила R10-02 по предельнодопустимому уровню электромагнитного поля в спектральном диапазоне $f \in [30; 1000]$ МГц при непрерывной эксплуатации транспортных средств предложен активный метод уменьшения ЭМП, основанный на управлении режимами работы двигателя внутреннего сгорания [6]. Такое регулирование осуществляется изменением оборотов ДВС. На рисунке 1 представлена динамика изменения нормированной мощности сигнала в высоковольтном контуре системы зажигания и мощности сигнала, наведённого электромагнитным полем в антенно-фидерной системе от частоты вращения коленчатого вала при работе двигателя в холостом режиме. Такие исследования проводятся на базе испытательной лаборатории ОАО «АВТОВАЗ» (рис. 2).

Управление ДВС, обеспечивающее снижение уровня излучения, является дополнительной аварийной функцией и устанавливается в ранг приоритетных до приведения в соответствие с техническими требованиями на электрические параметры устройства принудительного воспламенения воздушно-топливной смеси. При этом оптимальный рабочий диапазон регулирования определён в области частот вращения коленчатого вала $n \in [850; 1500]$ мин⁻¹, в котором отношение минимальной и максимальной мощностей ЭМП составляет 2,5 раза. При дальнейшем увеличении оборотов скорость изменения сигнала уменьшается и управление становится менее эффективным.

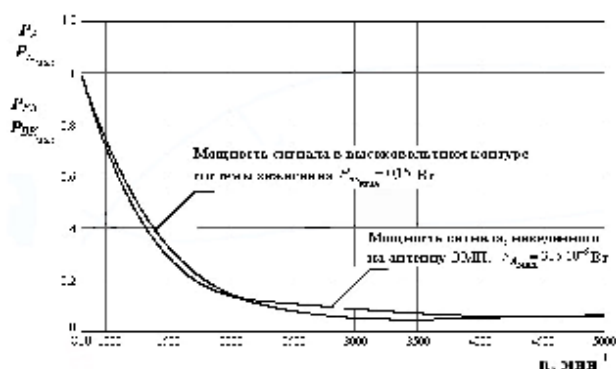


Рис. 1. Динамика изменения мощности сигнала в высоковольтном контуре системы зажигания и мощности сигнала, наведённого электромагнитным полем в антенно-фидерной системе от оборотов ДВС при работе на холостом ходу

Однако несмотря на то, что в процессе достигаются оптимальные регулировочные характеристики по амплитудно-частотному распределению излучения, необходима многопараметрическая оценка системы с целью определения показателей ДВС. Это, прежде всего, расход топлива и массовая доля отработанных газов. Эффективность оценки системы управления проведена в процессе экспериментальных исследований как отечественных серийных автомобилей ВАЗ 11183 с двигателем ВАЗ 21114, так и перспективных ВАЗ 2116 с силовым агрегатом ВАЗ 21126. Измерение расхода топлива проводилось на базе испытательных лабораторий ОАО «АВТОВАЗ» при работе транспортных средств на

динамометрическом стенде ф. SCHENCK. Результаты экспериментов показаны на рисунке 3. В качестве прибора, измеряющего объём V (мм³) потребляемого топлива в единицу времени, применён расходомер «ONO SOKKI». Массовый расход топлива рассчитывается как:

$$G_t = \frac{3.6 \times \rho (\text{г/м}^3) \times V (\text{мм}^3)}{t (\text{сек})} (\text{кг/час}), \quad (1)$$

где $\rho=0,75$ – плотность бензина, V – объём потребляемого топлива в единицу времени t .



Рис. 2. Испытательная камера лаборатории исследования электромагнитной совместимости ОАО «АВТОВАЗ»

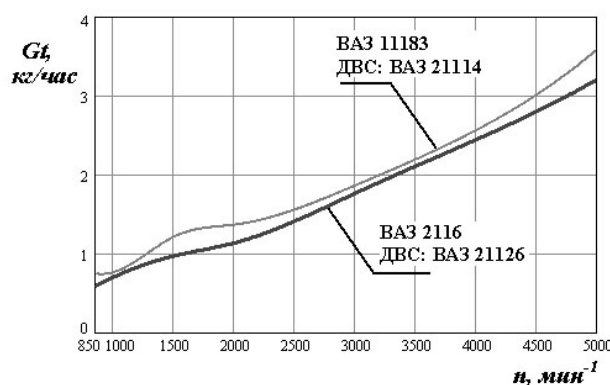


Рис. 3. Результаты измерения расхода топлива ДВС при работе на холостом ходу

Из анализа экспериментальных исследований следует, что относительное увеличение потребляемой количественной доли бензина в диапазоне частот вращения коленчатого вала $n \in [850; 1500]$ мин⁻¹ определяется:

$$N = G_{t_{n=1500}} / G_{t_{n=850}}. \quad (2)$$

Для ДВС ВАЗ 21114 эта величина составляет $N_{\text{ВАЗ21114}}=1.64$, а для ВАЗ 21126 – $N_{\text{ВАЗ21126}}=1.2$, при отношении граничных пределов области управления силовым агрегатом по уровню электромагнитного поля: $K = 1500 \text{ мин}^{-1} / 850 \text{ мин}^{-1} = 1.77$.

Меньший расход топлива у двигателя, установленного на автомобиль ВАЗ 2116, по сравнению с двигателем, установленным на транспортное средство ВАЗ 11183, объясняется применением в первом ДВС облегчённой шатунно-поршневой группы.

В существующих методиках определение массовой доли отработанных газов, таких как CO , CO_2 , NO_x и CH , образующихся в результате сгорания воздушно-топливной смеси, осуществляется согласно зависимости, являющейся функцией пройденного расстояния от времени. Такой подход не учитывает особенностей работы двигателей, работающих длительный период на холостом ходу. Эта ситуация, например, характерна для крупных населённых пунктов. Поэтому при определении выходных показателей системы управления ДВС, обеспечивающей снижение уровня электромагнитного излучения, введена величина относительной доли отработанных газов G_{m_i} являющаяся функцией массы $i^{\text{го}}$ соответствующего компонента продукта сгорания к оборотам двигателя, и определяется выражением

$$G_{m_i} = \frac{60\varphi_m(t)}{n}, \quad (3)$$

где n – обороты двигателя (мин^{-1}); $\varphi_m(t)$ – зависимость массы каждой газовой составляющей выхлопа от времени (грамм/сек):

$$\varphi_m(t) = \frac{dm}{dt}. \quad (4)$$

При работе системы управления ДВС, обеспечивающей снижение уровня электромагнитного излучения, двигатель увеличивает частоту вращения коленчатого

вала за время Δt , выходя на оптимальные обороты:

$$n_{\text{онм}} = n_{\text{нач}} + \Delta n = n_{\text{нач}} + \int_0^{\Delta t} S_n(t) dt, \quad (5)$$

где $n_{\text{нач}}$ – начальные обороты; Δn – приращение частоты вращения коленчатого вала; Δt – время при изменении оборотов с $n_{\text{нач}}$ по $n_{\text{онм}}$; $S_n(t)$ – динамическая функция скорости изменения частоты вращения коленчатого вала.

При этом средняя величина относительной массовой доли каждого из отработанных газов G_{m_i} в диапазоне Δn определяется выражением

$$G_{m_i}^{\text{сред}} = \frac{1}{n_{\text{онм}} - n_{\text{нач}}} \int_{n_{\text{нач}}}^{n_{\text{онм}}} G_{m_i} dn. \quad (6)$$

Учитывая (5) и (6), получаем зависимость массы соответствующего компонента, образовавшегося при сгорании воздушно-топливной смеси при динамическом изменении оборотов двигателя:

$$m_i = \int_0^{\Delta t} G_{m_i}^{\text{сред}} (n_{\text{нач}} + \Delta n) dt + m_k, \quad (7)$$

где m_k – коэффициент, учитывающий долю выхлопных газов, образовавшихся при сгорании дополнительного подаваемого топлива на момент изменения частоты вращения коленчатого вала в заданном диапазоне.

Эксперимент, проведённый в лаборатории токсичности ОАО «АВТОВАЗ» на ДВС ВАЗ 21114, показал, что в области $n \in [850; 2000] \text{ мин}^{-1}$ величина G_{m_i} монотонно убывает (рис.4). Измерения проводились при работе двигателя на статических режимах, которые соответствовали оборотам $n_1=850 \text{ мин}^{-1}$, $n_2=1000 \text{ мин}^{-1}$, $n_3=1200 \text{ мин}^{-1}$, $n_4=1500 \text{ мин}^{-1}$, $n_5=1700 \text{ мин}^{-1}$, $n_6=2000 \text{ мин}^{-1}$.

Определение межинтервальных значений определялось линейной интерполяцией:

$$G_m = \frac{n \times (G_m(n_j) - G_m(n_{j+1})) + G_m(n_{j+1}) \times n_j + G_m(n_j) \times n_{j+1}}{n_{j+1} + n_j}, \quad (8)$$

где $j = \overline{1, 6}$.

Также проведены измерения массы соответствующего компонента, образовавшегося при сгорании воздушно-топливной смеси при работе двигателя в динамическом режиме. Время перехода ДВС с одного статического состояния, такого, как $n=850 \text{ мин}^{-1}$, на другое – $n=2000 \text{ мин}^{-1}$, составляло 4 сек. При этом $m_{CO} = 0.0009 \text{ грамм}$, $m_{CH} = 0.0008 \text{ грамм}$, $m_{CO_2} = 5.1029 \text{ грамм}$, $m_{NO_x} = 0.0001 \text{ грамм}$, а коэффициент, учитывающий долю выхлопных газов, образовавшихся при сгорании дополнительного подаваемого топлива на момент изменения частоты вращения коленчатого вала в заданном диапазоне $m_{K_{CO}} = 1.075 \times 10^{-4}$, $m_{K_{CH}} = -4.61 \times 10^{-4}$, $m_{K_{CO_2}} = 2.195$, $m_{K_{NO_x}} = 3.848 \times 10^{-5}$.

Снижение массы выбросов соответствующего газового компонента при выходе теплового двигателя на статические режимы работы с более высокими оборотами объясняется хорошим качеством перемешивания воздушно-топливной смеси.

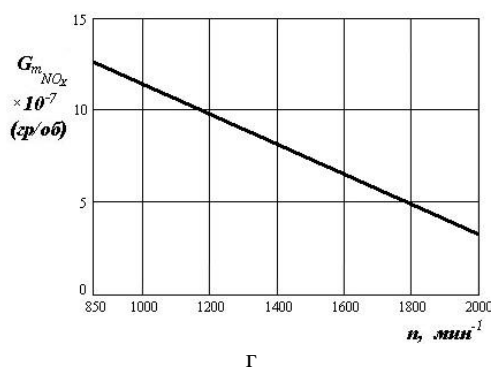
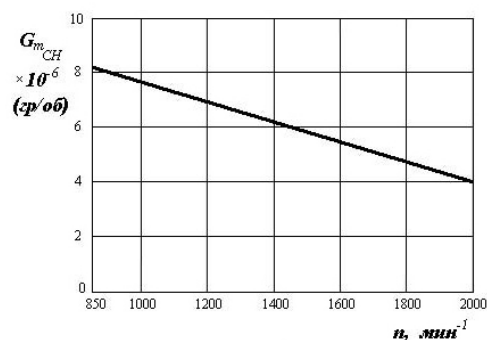
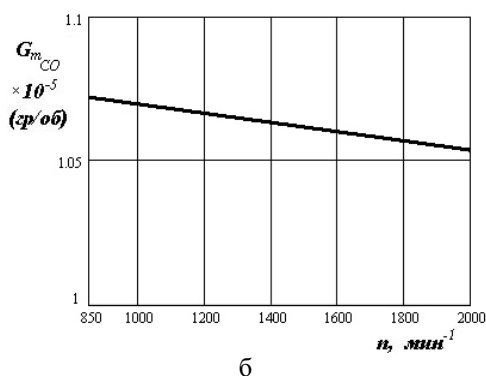
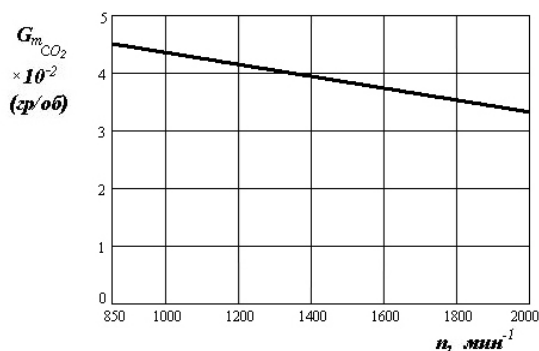


Рис. 4. Величина относительной массовой доли отработанных газов при работе ДВС на статических режимах: а – CO_2 ; б – CO ; в – CH ; г – NO_x

Основные результаты и выводы

1. Экспериментально определено, что при управлении ДВС по каналу оптимизации величины электромагнитного поля в области частот вращения коленчатого вала $n \in [850; 1500] \text{ мин}^{-1}$ относительное увеличение объёма потребляемого топлива для поршневого двигателя внутреннего сгорания ВАЗ 21114 составляет $N_{\text{ВАЗ21114}}=1.64$, а для ВАЗ 21126 $N_{\text{ВАЗ21126}}=1.2$, тогда как динамическое изменение мощности излучения в заданном диапазоне составляет $N_{\text{ЭМП}}=2.5$ раз.

2. Обосновано применение величины количественной оценки массовой доли составляющих продуктов горения воздушно-топливной смеси, отнесённой к оборотам коленчатого вала, как выходной характеристики системы управления ДВС с дополнительным каналом регулирования по уровню излучаемого электромагнитного поля.

3. Установлено, что в отдельно взятом такте выхлопа для диапазона оборотов ДВС $n \in [850; 1500]$, соответствующих области управления режимами работы теплового двигателя принудительного зажигания по параметрам ЭМП, масса компонентов, таких, как CO , CO_2 , CH и NO_x , с увеличением частоты вращения коленвала уменьшается.

Библиографический список

1. Князев, А. Д. Конструирование радиоэлектронной и электронно-вычислительной аппаратуры с учётом электромагнитной совместимости [Текст] / А. Д. Князев. – М.: Радио и связь, 1989. – 405 с.
2. Балагуров, В. А. Аппараты зажигания [Текст] / В. А. Балагуров. – М.: Машиностроение, 1964. – 351 с.
3. Максимов, М. В. Защита от радиопомех [Текст] / М. В. Максимов. – М.: Советское радио, 1976. – 496 с.
4. Николаев, П. А. Измерение мощности радиопомех от системы зажигания автомобилей при работе двигателя на холостом ходу [Текст] / П. А. Николаев, Н. Е. Конюхов // Измерительная техника. – 2004. – №8. – С. 20-24.
5. Николаев, П. А. Обзор методов подавления помех от системы зажигания [Текст] / П. А. Николаев, С. А. Червяков // Технологии ЭМС. – 2004. – №3. – С. 46-54.
6. Николаев, П. А. Исследование динамики разрядных процессов в системе зажигания ДВС и излучаемых радиопомех [Текст] / П. А. Николаев // Автомобильная промышленность. – 2006. – №8. – С. 19-21.

References

1. Knyazev, A. D. Designing radioelectronic and electronic-computing equipment with regard to electromagnetic compatibility / A. D. Knyazev. – Moscow: Radio I svyaz (Radio and communication), 1989. – 405 p.
2. Balagurov, V. A. Ignition devices / V. A. Balagurov. – Moscow: Mashinostroyeniye (Mechanical engineering), 1964. – 351 p.
3. Maximov, M. V. Protection against radio noise / M. V. Maximov. – Moscow: Soviet radio, 1976. – 496 p.
4. Nikolayev, P. A. Measuring the capacity of radio noise produced by automobile ignition system at the engine no-load / P. A. Nikolayev, N. Ye. Konyukhov // Izmeritelnaya Tekhnika (Measuring devices). – 2004. – No.8. – pp. 20-24.
5. Nikolayev, P. A. Survey of methods of suppressing interference produced by ignition systems / P. A. Nikolayev, S. A. Tchervyakov // Electromagnetic compatibility technologies. – 2004. – No.3. – pp. 46-54.
6. Nikolayev, P. A. Analysis of discharge process dynamics in ICE ignition systems and radio noise produced / P. A. Nikolayev // Avtomobilnaya promyshlennost (Automotive industry). – 2006. – No.8. – pp. 19-21.

QUALITY INDICES OF AN INTERNAL COMBUSTION ENGINE CONTROLLED BY THE DISCHARGE CURRENT CHANNEL

© 2010 N. Ye. Konyukhov¹, P. A. Nikolayev², R. R. Soyeshhev²

¹Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)
²Togliatti AVTOVAZ

The paper is devoted to the analysis of quality indices of automobile compulsory ignition internal combustion engines (ICE). The paper deals with the problems related to variations in fuel consumption and amount of exhaust gases when the ICE operation modes are controlled by the discharge current channel. The results of experimental analysis of quality indices for both serial and perspective piston engines are given. Complex evaluation of the efficiency of ICE control by the level of electromagnetic disturbance radiated is also given.

Automobile, engine, fuel, disturbances.

Информация об авторах

Конюхов Николай Евгеньевич, доктор технических наук, профессор кафедры «Электротехника», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: датчики.

Николаев Павел Александрович, кандидат технических наук, инженер ОАО «АВТОВАЗ», npa690@yandex.ru. Область научных интересов: электромагнитные волны.

Соешев Руслан Рушанович, аспирант Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета), слесарь ОАО «АВТОВАЗ», soeshev@yandex.ru. Область научных интересов: двигатели внутреннего сгорания.

Konyukhov Nikolay Yevgenyevitch, doctor of technical science, professor of the department “Electrical engineering”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: transducers.

Nikolayev Pavel Alexandrovitch, candidate of technical science, engineer at AVTOVAZ, npa690@yandex.ru. Area of research: electromagnetic waves.

Soyeshhev Ruslan Rushanovitch, post-graduate student of Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), mechanic at AVTOVAZ, soeshev@yandex.ru. Area of research: internal combustion engines.

УДК 656.259.12

ДВЕ МОДЕЛИ РЕЛЬСОВЫХ ЛИНИЙ ДЛЯ РЕЛЬСОВЫХ ЦЕПЕЙ С АДАПТИВНЫМ ПРИЁМНИКОМ

© 2010 Ю. И. Полевой

Самарский государственный университет путей сообщения

Представлены две модели рельсовых линий для рельсовых цепей с адаптивным приёмником, где источник питания подключен к концу или к середине. Приводятся электрические схемы рельсовых цепей, уравнения, связывающие токи и напряжения по концам рельсовой линии, коэффициенты четырёхполюсников рельсовых линий, алгоритмы расчёта рельсовых цепей. В заключении делается вывод о том, что рельсовая цепь может работать при сопротивлении изоляции в четыре раза ниже допустимого значения.

Рельсовая цепь, рельсовая линия, схема замещения, четырёхполюсник, напряжение, ток, нормальный режим, шунтовой режим, адаптивный приёмник, локомотивный приёмник.

Рельсовые цепи магистральных железных дорог имеют глубокое теоретическое обоснование на базе моделей рельсовых линий с распределенными и дискретно распределенными параметрами. Исследование рельсовых цепей с адаптивным приёмником не может быть проведено с помощью известных моделей, т. к. они не учитывают продольную асимметрию сопротивления изоляции и скорость изменения этого сопротивления.

Целью работы является разработка моделей рельсовых линий, которые учитывают фактическое токораспределение и которые могут быть использованы для исследования адаптивных рельсовых цепей.

Модель рельсовой линии с распределенными параметрами для рельсовой цепи с адаптивным приёмником и питанием от конца. На рис. 1 представлена обобщенная схема замещения для нормального и шунтового режимов по локомотивному приёмнику для неограниченной рельсовой цепи [1, 2], где изображены рельсовая линия РЛ, эквивалентный генератор ЭГ с внутренним сопротивлением $Z_{ГЭ}$, эквивалентный приёмник ПЭ с внутренним сопротивлением $Z_{ПЭ}$, первый и второй шунты Ш1 и Ш2 с сопротивлениями $R_{Ш1}$ и $R_{Ш2}$ соответственно, резисторы Z_{HBX} и Z_{KBX} , имитирующие влияние смежных РЛ, а также эквивалентное сопротивление приёмного конца Z'_{KBX} . На рис. 1 стрелками показаны направления токов I и длины участков ℓ . Уравнения (1) и

(2) связывают напряжения и токи начала рельсовой линии с одноименными параметрами на втором шунте Ш2:

$$U_1 = A_{ШЛ} \times U_{2Ш} + B_{ШЛ} \times I_{2Ш}; \quad (1)$$

$$I_1 = C_{ШЛ} \times U_{2Ш} + D_{ШЛ} \times I_{2Ш}, \quad (2)$$

где

$$A_{ШЛ} = \kappa_{11} \times (ch\gamma l_1 + (Z_B / R_{Ш1}) \times sh\gamma l_1) + \kappa_{12} \times sh\gamma l_1;$$

$$B_{ШЛ} = Z_B \times (sh\gamma l_2 \times ch\gamma l_1 + \kappa_{13} \times sh\gamma l_1);$$

$$C_{ШЛ} = (1/Z_B) \times (\kappa_{11} \times (\kappa_{14} \times (Z_B / R_{Ш1}) + \kappa_{15}) + \kappa_{12} \times \kappa_{14});$$

$$D_{ШЛ} = \kappa_{13} \times \kappa_{14} + \kappa_{15} \times sh\gamma l_2;$$

$$\kappa_{11} = ch\gamma l_2 + (Z_B / Z'_{KBX}) \times sh\gamma l_2;$$

$$\kappa_{12} = sh\gamma l_2 + (Z_B / Z'_{KBX}) \times ch\gamma l_2;$$

$$\kappa_{13} = ch\gamma l_2 + (Z_B / R_{Ш1}) \times sh\gamma l_2;$$

$$\kappa_{14} = ch\gamma l_1 + (Z_B / Z_{HBX}) \times sh\gamma l_1;$$

$$\kappa_{15} = sh\gamma l_1 + (Z_B / Z_{HBX}) \times ch\gamma l_1;$$

$$Z'_{KBX} = Z_B \times \frac{Z_{КП} \times Z'_{KBX} \times ch\gamma l_3 + Z_B (Z_{КП} + Z_{KBX}) \times sh\gamma l_3}{Z_{КП} \times Z'_{KBX} \times sh\gamma l_3 + Z_B (Z_{КП} + Z_{KBX}) \times ch\gamma l_3}.$$

Рис. 1 преобразован в рис. 2 для того, чтобы представить зависимости между напряжением и током питающего и приёмного концов (путевой приёмник), где изображены рельсовая линия начала РЛН, середины РЛС и конца РЛК с шунтами R_{SN} , R_{SC} , R_{SK} соответственно. Влияние на РЛС отражено сопротивлениями слева Z_{LNI} и справа Z_{LK1} и Z_{LK} . Вместо второго шунта, который на рис. 1 обозначен $R_{Ш2}$, на рис. 2 включён эквивалентный приёмник ПЭ с сопротивлением Z_K .

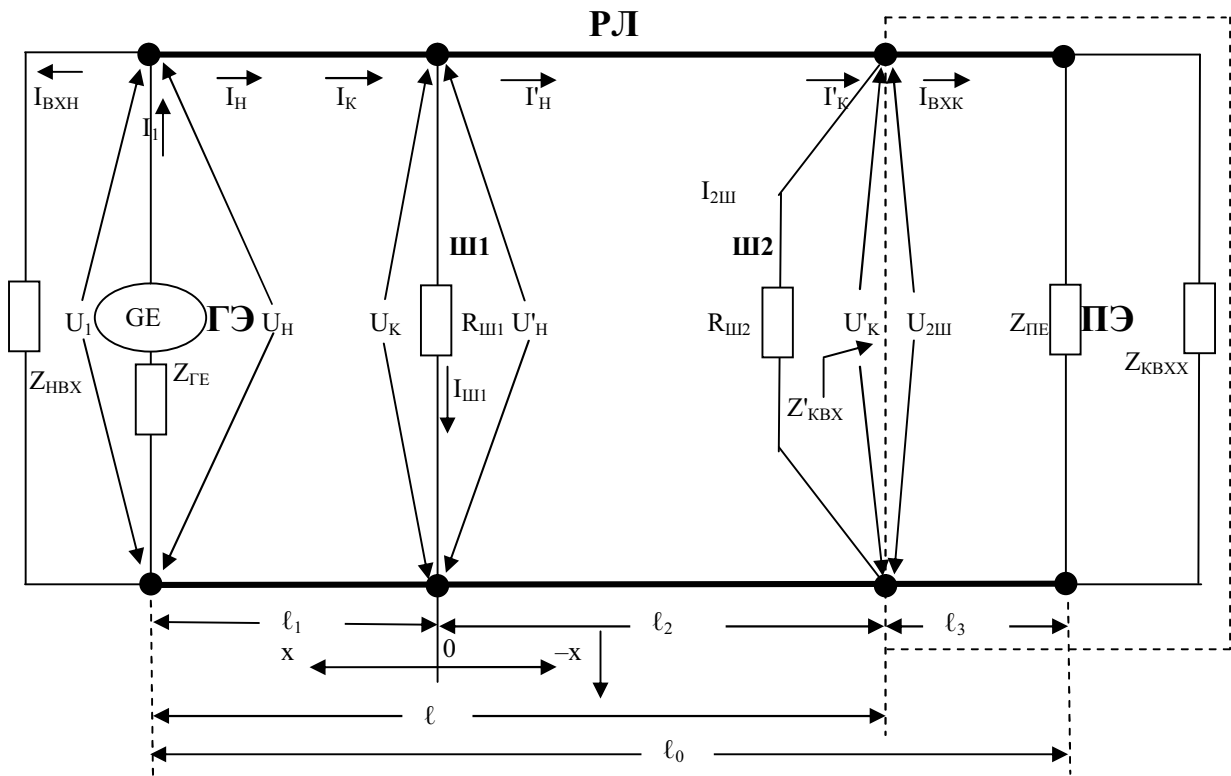


Рис. 1. Обобщенная схема замещения для нормального и шунтового режимов по локомотивному приёмнику для неограниченной рельсовой цепи

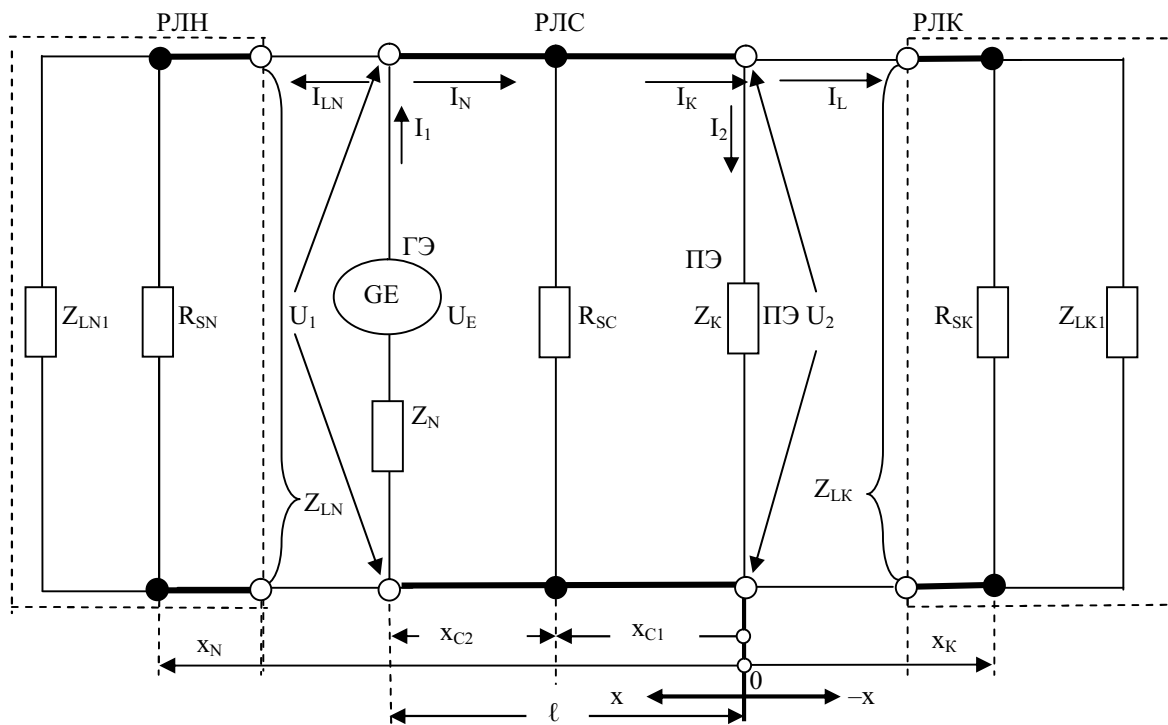


Рис. 2. Обобщенная схема замещения для рельсовой цепи для нормального и шунтового режимов с адаптивным путевым приёмником с питанием от конца

Уравнения (3) представляют зависимости между напряжениями и токами эквивалентного генератора ГЭ и эквивалентного приемника ПЭ в обозначениях рис. 2:

$$U_1 = A_C \times U_2 + B_C \times I_2; \quad I_1 = C_C \times U_2 + D_C \times I_2, \quad (3)$$

где

$$A_C = \kappa_1 \times (ch\gamma_C x_{C2} + (Z_V / R_{SC}) \times sh\gamma_C x_{C2}) + \kappa_2 \times sh\gamma_C x_{C2};$$

$$B_C = Z_{VC} \times (sh\gamma_C x_{C1} \times ch\gamma_C x_{C2} + \kappa_3 \times sh\gamma_C x_{C2});$$

$$C_C = (1 / Z_{VC}) \times (\kappa_1 \times (\kappa_4 (Z_{VC} / R_{SC}) + \kappa_5) + \kappa_2 \times \kappa_4);$$

$$D_C = \kappa_3 \times \kappa_4 + \kappa_5 \times sh\gamma_C x_{C1};$$

$$\kappa_1 = ch\gamma_C x_{C1} + (Z_{VC} / Z_{LK}) \times sh\gamma_C x_{C1};$$

$$\kappa_2 = sh\gamma_C x_{C1} + (Z_{VC} / Z_{LK}) \times ch\gamma_C x_{C1};$$

$$\kappa_3 = ch\gamma_C x_{C1} + (Z_{VC} / R_{SC}) \times sh\gamma_C x_{C1};$$

$$\kappa_4 = ch\gamma_C x_{C2} + (Z_{VC} / Z_{LN}) \times sh\gamma_C x_{C2};$$

$$\kappa_5 = sh\gamma_C x_{C2} + (Z_{VC} / Z_{LN}) \times ch\gamma_C x_{C2};$$

$$Z_{LK} = Z_{VK} \times \frac{R_{SK} \times Z_{LKI} \times ch\gamma_K x_K +}{R_{SK} \times Z_{LKI} \times sh\gamma_K x_K +} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{+ Z_{VK} \times (R_{SK} + Z_{LKI}) \times sh\gamma_K x_K}{+ Z_{VK} \times (R_{SK} + Z_{LKI}) \times ch\gamma_K x_K};$$

$$Z_{LN} = Z_{VN} \times \frac{R_{SN} \times Z_{LNI} \times ch\gamma_N x_N +}{R_{SN} \times Z_{LNI} \times sh\gamma_N x_N +} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{+ Z_{VN} \times (R_{SN} + Z_{LNI}) \times sh\gamma_N x_N}{+ Z_{VN} \times (R_{SN} + Z_{LNI}) \times ch\gamma_N x_N}.$$

На рис. 3 приведён алгоритм работы программы расчёта рельсовой линии с распределёнными параметрами с адаптивным приёмником с питанием от конца. Блок-схемы алгоритма имеют следующие назначения:

- 1 – начало действия программы;
- 2 – задание констант и вспомогательных параметров;
- 3 – вывод на экран статического графического изображения;
- 4 – приращение координаты поездного шунта $X_p := X_p + 0.01$;
- 5 – расчёт координат поездных шунтов;
- 6 – расчёт входных сопротивлений четырехполосников и коэффициентов;
- 7 – расчёт коэффициентов четырехполосников;
- 8 – расчёт напряжения и тока начала рельсовой цепи;

9 – расчёт напряжения эквивалентного генератора;

10 – расчёт корректирующего коэффициента;

11 – вывод на экран динамического графического изображения;

12 – проверка выхода поезда из зоны контроля;

13 – выход;

14 – завершение работы.

С учётом предложенного алгоритма была разработана программа, которая явилась составной частью модели рельсовой цепи. С помощью этой модели были проведены исследования нескольких методов контроля состояния рельсовой линии. Исследования показали возможность использования предложенных методов. Методы контроля защищены патентами на изобретения.

Модель рельсовой линии с распределёнными параметрами МРЛРП позволяет проводить исследования АРЦ с учётом реального токораспределения вдоль рельсовой линии. Вместе с тем, этой модели присущ серьёзный недостаток – МРЛРП не может быть использована для рельсовых цепей с питанием от середины. Для исследования рельсовых цепей с двумя приёмниками по концам рельсовой линии предложена универсальная модель рельсовой линии.

Универсальная модель рельсовой линии для рельсовой цепи с адаптивным приёмником. Подключение приборов к рельсовой линии может быть стационарным или динамическим с подключением одного или двух приёмников. На рис. 4 приведена схема замещения РЛ, позволяющая исследовать рельсовую цепь с адаптивным приёмником при любом подключении приборов. На схеме изображены рельсовые линии начала РЛН, середины РЛС_–, РЛС (две рельсовые линии) и конца РЛК, эквивалентный генератор ГЭ, приёмники Z_{K-} и Z_K , шунты R_{SN} , R_{SC} , R_{SC} и R_{SK} , входные сопротивления Z_{LNI} , Z_{LKI} , Z_{LN} , Z_{LK} , Z_{LK-} и Z_{LN-} . Изменяя значения сопротивлений и координат шунтов, а также параметры эквивалентных приёмников, можно имитировать любые поездные ситуации и параметры РЦ.

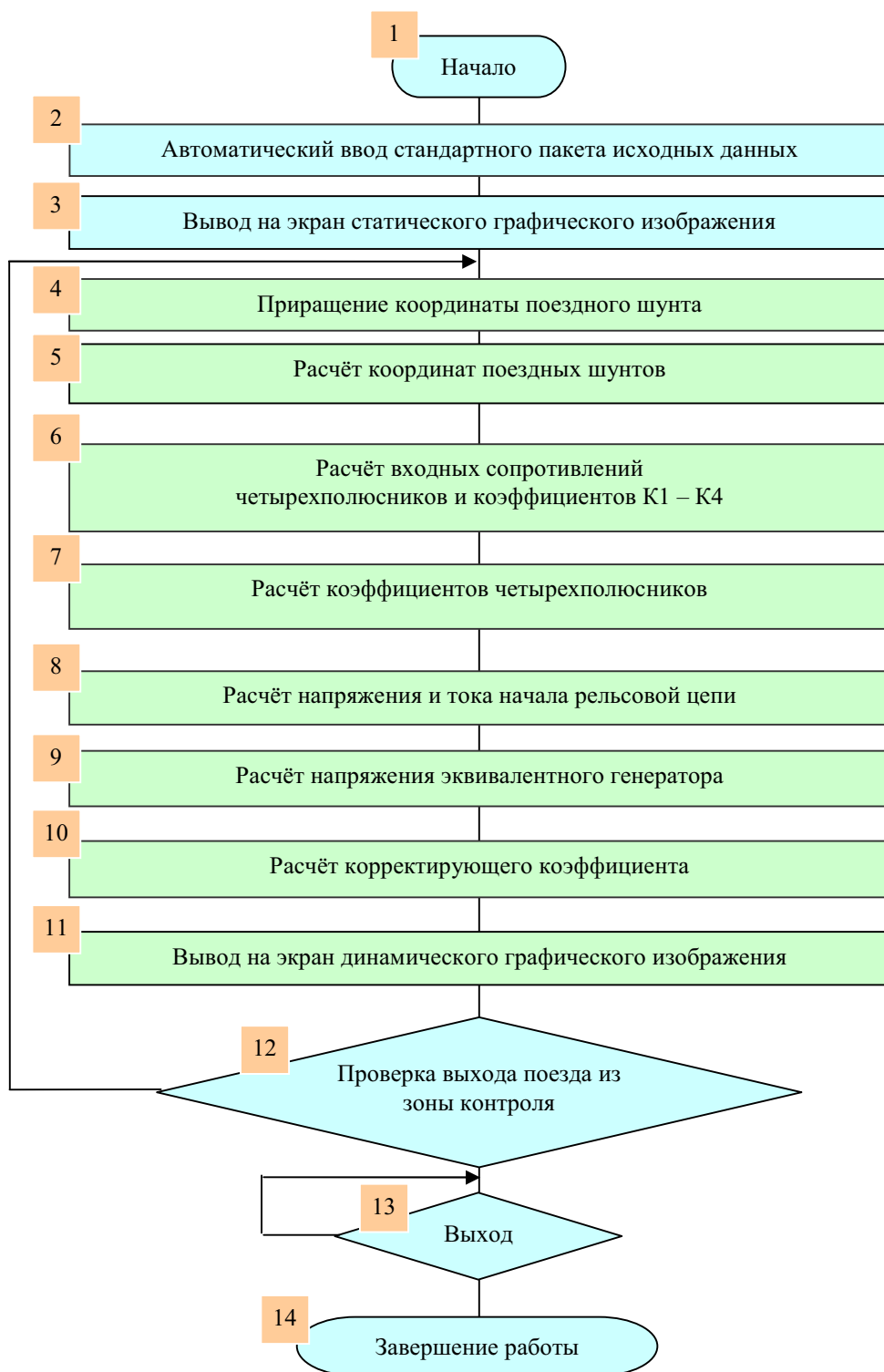


Рис. 3. Алгоритм работы программы расчёта рельсовой линии с цепочным соединением четырехполосников

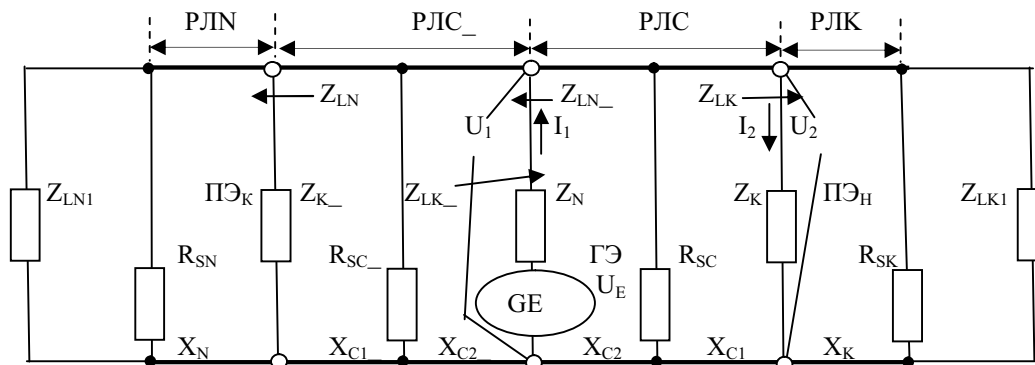


Рис. 4. Универсальная схема замещения рельсовой цепи с адаптивным приёмником для нормального и шунтового режимов

Уравнения для правой части схемы рис. 4:

$$Z_{LK} = Z_{VK} \times \frac{R_{SK} \times Z_{LK1} \times ch\gamma_K x_K +}{R_{SK} \times Z_{LK1} \times sh\gamma_K x_K +} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{+Z_{VK} \times (R_{SK} + Z_{LK1}) \times sh\gamma_K x_K}{+Z_{VK} \times (R_{SK} + Z_{LK1}) \times ch\gamma_K x_K} ; \quad (4)$$

$$Z_{LN-} = (Z_{LN} \times A_C + B_C) / (Z_{LN} \times C_C + D_C) ;$$

$$\kappa_1 = ch\gamma_C x_{C1} + (Z_{VC} / Z_{LK}) \times sh\gamma_C x_{C1} ;$$

$$\kappa_2 = sh\gamma_C x_{C1} + (Z_{VC} / Z_{LK}) \times ch\gamma_C x_{C1} ;$$

$$\kappa_3 = ch\gamma_C x_{C1} + (Z_{VC} / R_{SC}) \times sh\gamma_C x_{C1} ;$$

$$\kappa_4 = ch\gamma_C x_{C2} + (Z_{VC} / Z_{LN-}) \times sh\gamma_C x_{C2} ;$$

$$\kappa_5 = sh\gamma_C x_{C2} + (Z_{VC} / Z_{LN-}) \times ch\gamma_C x_{C2} ;$$

$$A_C = \kappa_1 \times (ch\gamma_C x_{C2} + (Z_{VC} / R_{SC}) \times sh\gamma_C x_{C2}) + \kappa_2 \times sh\gamma_C x_{C2} ;$$

$$B_C = Z_{VC} \times (sh\gamma_C x_{C1} \times ch\gamma_C x_{C2} + \kappa_3 \times sh\gamma_C x_{C2}) ;$$

$$C_C = (1 / Z_{VC}) \times (\kappa_1 \times (\kappa_4 (Z_{VC} / R_{SC}) + \kappa_5) + \kappa_2 \times \kappa_4) ;$$

$$D_C = \kappa_3 \times \kappa_4 + \kappa_5 \times sh\gamma_C x_{C1} .$$

Уравнения левой части схемы рис. 4 получены по аналогии с правой частью, т. к. схема симметрична относительно середины:

$$Z_{LN} = Z_{VN} \times \frac{R_{SN} \times Z_{LNI} \times ch\gamma_N x_N +}{R_{SN} \times Z_{LNI} \times sh\gamma_N x_N +} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{+Z_{VN} \times (R_{SN} + Z_{LNI}) \times sh\gamma_N x_N}{+Z_{VN} \times (R_{SN} + Z_{LNI}) \times ch\gamma_N x_N} ; \quad (5)$$

$$Z_{LK-} = (Z_{LK} \times A_C + B_C) / (Z_{LK} \times C_C + D_C) ;$$

$$\kappa_{1-} = ch\gamma_{C-} x_{C1-} + (Z_{VC-} / Z_{LN}) \times sh\gamma_{C-} x_{C1-} ;$$

$$\kappa_{2-} = sh\gamma_{C-} x_{C1-} + (Z_{VC-} / Z_{LN}) \times ch\gamma_{C-} x_{C1-} ;$$

$$\kappa_{3-} = ch\gamma_{C-} x_{C1-} + (Z_{VC-} / R_{SC-}) \times sh\gamma_{C-} x_{C1-} ;$$

$$\kappa_{4-} = ch\gamma_{C-} x_{C2-} + (Z_{VC-} / Z_{LK-}) \times sh\gamma_{C-} x_{C2-} ;$$

$$\kappa_{5-} = sh\gamma_{C-} x_{C2-} + (Z_{VC-} / Z_{LK-}) \times ch\gamma_{C-} x_{C2-} ;$$

$$A_{C-} = \kappa_{1-} \times (ch\gamma_{C-} x_{C2-} + (Z_{VC-} / R_{SC-}) \times sh\gamma_{C-} x_{C2-}) + \kappa_{2-} \times sh\gamma_{C-} x_{C2-} ;$$

$$B_{C-} = Z_{VC-} \times (sh\gamma_{C-} x_{C2-} \times ch\gamma_{C-} x_{C1-} + \kappa_{3-} \times sh\gamma_{C-} x_{C1-}) ;$$

$$C_{C-} = (1 / Z_{VC-}) \times (\kappa_{1-} \times (\kappa_{4-} (Z_{VC-} / R_{SC-}) + \kappa_{5-}) + \kappa_{2-} \times \kappa_{4-}) ;$$

$$D_{C-} = \kappa_{3-} \times \kappa_{4-} + \kappa_{5-} \times sh\gamma_{C-} x_{C1-} .$$

Напряжение и ток начала рельсовой линии при заданном токе и напряжении и конца $U_1 = A_C \times U_2 + B_C \times I_2$; $I_1 = C_C \times U_2 + D_C \times I_2$. При заданном напряжении источника питания U_Z ток конца I_{2l} и напряжение конца U_{2l} определяется через поправочный коэффициент K_P следующим образом:

$$U_E = U_1 + I_1 \times Z_N ; \quad K_P = U_Z / U_E ; \quad U_{2l} = I_Z \times Z_K \times K_P ;$$

$$I_{2l} = I_2 \times K_P .$$

Для расчёта коэффициентов B_C, C_C, D_C необходимо вычислить значение входного сопротивления Z_{LN-} , а для расчёта коэффициентов B_{C-}, C_{C-}, D_{C-} необходимо вычислить значение входного сопротивления Z_{LK-} . Коэффициенты B_C, C_C, D_C присутствуют в выражении для определения Z_{LN-} , а коэффициенты B_{C-}, C_{C-}, D_{C-} присутствуют в выражении для определения Z_{LK-} . Таким образом, непосредственное вычисление коэффициентов B_C, C_C, D_C и B_{C-}, C_{C-}, D_{C-} не представляется возможным.

Для вычисления упомянутых коэффициентов сопротивление Z_{LK-} выразим через сопротивление Z_{LN-} . Для этого уравнения (4) и (5) запишем в следующей последовательности:

$$Z_{LK-} = (Z_{LK} \times A_C + B_C) / (Z_{LK} \times C_C + D_C) ; \quad (6)$$

$$Z_{LK} = Z_{VK} \times \frac{R_{SK} \times Z_{LKI} \times ch\gamma_K x_K +}{R_{SK} \times Z_{LKI} \times sh\gamma_K x_K +} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{+Z_{VK} \times (R_{SK} + Z_{LKI}) \times sh\gamma_K x_K}{+Z_{VK} \times (R_{SK} + Z_{LKI}) \times ch\gamma_K x_K} ; \quad (7)$$

$$A_C = \kappa_1 \times (ch\gamma_C x_{C2} + (Z_{VC}/R_{SC}) \times sh\gamma_C x_{C2}) + \kappa_2 \times sh\gamma_C x_{C2}; \quad (8)$$

$$B_C = Z_{VC} \times (sh\gamma_C x_{C1} \times ch\gamma_C x_{C2} + \kappa_3 \times sh\gamma_C x_{C2}); \quad (9)$$

$$C_C = (1/Z_{VC}) \times (\kappa_1 \times (\kappa_4 (Z_{VC}/R_{SC}) + \kappa_5) + \kappa_2 \times \kappa_4); \quad (10)$$

$$D_C = \kappa_3 \times \kappa_4 + \kappa_5 \times sh\gamma_C x_{C1}; \quad (11)$$

$$\kappa_1 = ch\gamma_C x_{C1} + (Z_{VC}/Z_{LK}) \times sh\gamma_C x_{C1}; \quad (12)$$

$$\kappa_2 = sh\gamma_C x_{C1} + (Z_{VC}/Z_{LK}) \times ch\gamma_C x_{C1}; \quad (13)$$

$$\kappa_3 = ch\gamma_C x_{C1} + (Z_{VC}/R_{SC}) \times sh\gamma_C x_{C1}; \quad (14)$$

$$\kappa_4 = ch\gamma_C x_{C2} + (Z_{VC}/Z_{LN_}) \times sh\gamma_C x_{C2}; \quad (15)$$

$$\kappa_5 = sh\gamma_C x_{C2} + (Z_{VC}/Z_{LN_}) \times ch\gamma_C x_{C2}; \quad (16)$$

$$Z_{LN_} = (Z_{LN} \times A_C + B_C) / (Z_{LN} \times C_C + D_C); \quad (17)$$

$$Z_{LN} = Z_{VN} \times \frac{R_{SN} \times Z_{LNI} \times ch\gamma_N x_N +}{R_{SN} \times Z_{LNI} \times sh\gamma_N x_N +} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{+Z_{VN} \times (R_{SN} + Z_{LNI}) \times sh\gamma_N x_N}{+Z_{VN} \times (R_{SN} + Z_{LNI}) \times ch\gamma_N x_N} ; \quad (18)$$

$$A_{C_} = \kappa_{1_} \times (ch\gamma_{C_} x_{C2_} + (Z_{VC_}/R_{SC_}) \times$$

$$\times sh\gamma_{C_} x_{C2_}) + \kappa_{2_} \times sh\gamma_{C_} x_{C2_} ; \quad (19)$$

$$B_{C_} = Z_{VC_} \times (sh\gamma_{C_} x_{C1_} \times ch\gamma_{C_} x_{C1_} + \kappa_{3_} \times sh\gamma_{C_} x_{C1_}); \quad (20)$$

$$C_{C_} = (1/Z_{VC_}) \times (\kappa_{1_} \times (\kappa_{4_} (Z_{VC_}/R_{SC_}) + \kappa_{5_}) + \kappa_{2_} \times \kappa_{4_}); \quad (21)$$

$$D_{C_} = \kappa_{3_} \times \kappa_{4_} + \kappa_{5_} \times sh\gamma_{C_} x_{C1_}; \quad (22)$$

$$\kappa_{1_} = ch\gamma_{C_} x_{C1_} + (Z_{VC_}/Z_{LK_}) \times sh\gamma_{C_} x_{C1_}; \quad (23)$$

$$\kappa_{2_} = sh\gamma_{C_} x_{C1_} + (Z_{VC_}/Z_{LK_}) \times ch\gamma_{C_} x_{C1_}; \quad (24)$$

$$\kappa_{3_} = ch\gamma_{C_} x_{C1_} + (Z_{VC_}/R_{SC_}) \times sh\gamma_{C_} x_{C1_}; \quad (25)$$

$$\kappa_{4_} = ch\gamma_{C_} x_{C2_} + (Z_{VC_}/Z_{LK_}) \times sh\gamma_{C_} x_{C2_}; \quad (26)$$

$$\kappa_{5_} = sh\gamma_{C_} x_{C2_} + (Z_{VC_}/Z_{LK_}) \times ch\gamma_{C_} x_{C2_} . \quad (27)$$

Уравнения (6 – 16) и (7 – 27) выражают зависимость сопротивлений $Z_{LK_}$ и $Z_{LN_}$ от других переменных. Если в выражение (18) подставить значения из уравнений (19 – 27), а в выражения (16 и 19) – значение из уравнения (17), в выражение (6) – значения из уравнений (7 – 16), то получится одно уравнение с одним неизвестным $Z_{LK_}$, представленное не в явном виде, т. е. $Z_{LK_} = \varphi(Z_{VN}, Z_{VC}, Z_{VK}, \gamma_n, \gamma_c, \gamma_k, x_n, x_{c1}, x_{c2}, x_k, R_{SN}, R_{SC}, R_{SK}, Z_{LK_})$. Значение сопротивления $Z_{LK_}$ может быть найдено численным методом. Далее могут быть вычислены остальные переменные.

На рис. 5 приведен алгоритм работы универсальной программы расчёта рельсовой линии. Блок-схемы алгоритма имеют следующие назначения:

- 1 – начало действия программы;
- 2 – задание констант и вспомогательных параметров;
- 3 – вывод на экран статического графического изображения;
- 4 – ручная коррекция исходных данных;
- 5 – задание первого приближения;
- 6 – расчёт входного сопротивления РЛС₋;
- 7 – проверка на допустимую погрешность;
- 8 – коррекция модуля входного сопротивления РЛС₋;
- 9 – проверка на допустимую погрешность;
- 10 – коррекция аргумента входного сопротивления РЛС₋;
- 11 – полный расчёт РЦ;
- 12 – динамическая графика;
- 13 – коррекция координаты шунта и сопротивления изоляции;
- 14 – проверка выхода поезда с контрольного участка;
- 15 – завершение работы.

Универсальная модель рельсовой линии МРЛУ позволяет установить связь между напряжениями и токами по концам рельсовой линии при адаптивном приёмнике с питанием от середины или конца.

Особую сложность представляет расчёт сопротивлений $Z_{LN_}$ и $Z_{LK_}$ (рис. 4), т. к. эти сопротивления зависят от параметров рельсовой линии, расположенных с обеих сторон от источника питания. Выразить в явном виде эти сопротивления не представляется возможным, поэтому их расчёт ведётся численным методом, например, методом итерационных приближений. На основании предложенного алгоритма была разработана программа Модель рельсовых цепей перегона, которая позволила провести исследования адаптивной рельсовой цепи.

По результатам расчётов установлено, что контроль рельсовой линии осуществляется достоверно при сопротивлении изоляции в 4 раза ниже

нормативного значения. Это дает существенный экономический эффект за счет увеличения межремонтного срока эксплуатации верхнего строения пути.

Вывод.

Предложенные модели рельсовых линий

позволяют проводить исследования рельсовых цепей с адаптивным приёмником в условиях значительной продольной асимметрии сопротивления изоляции при интенсивном влиянии атмосферных воздействий.

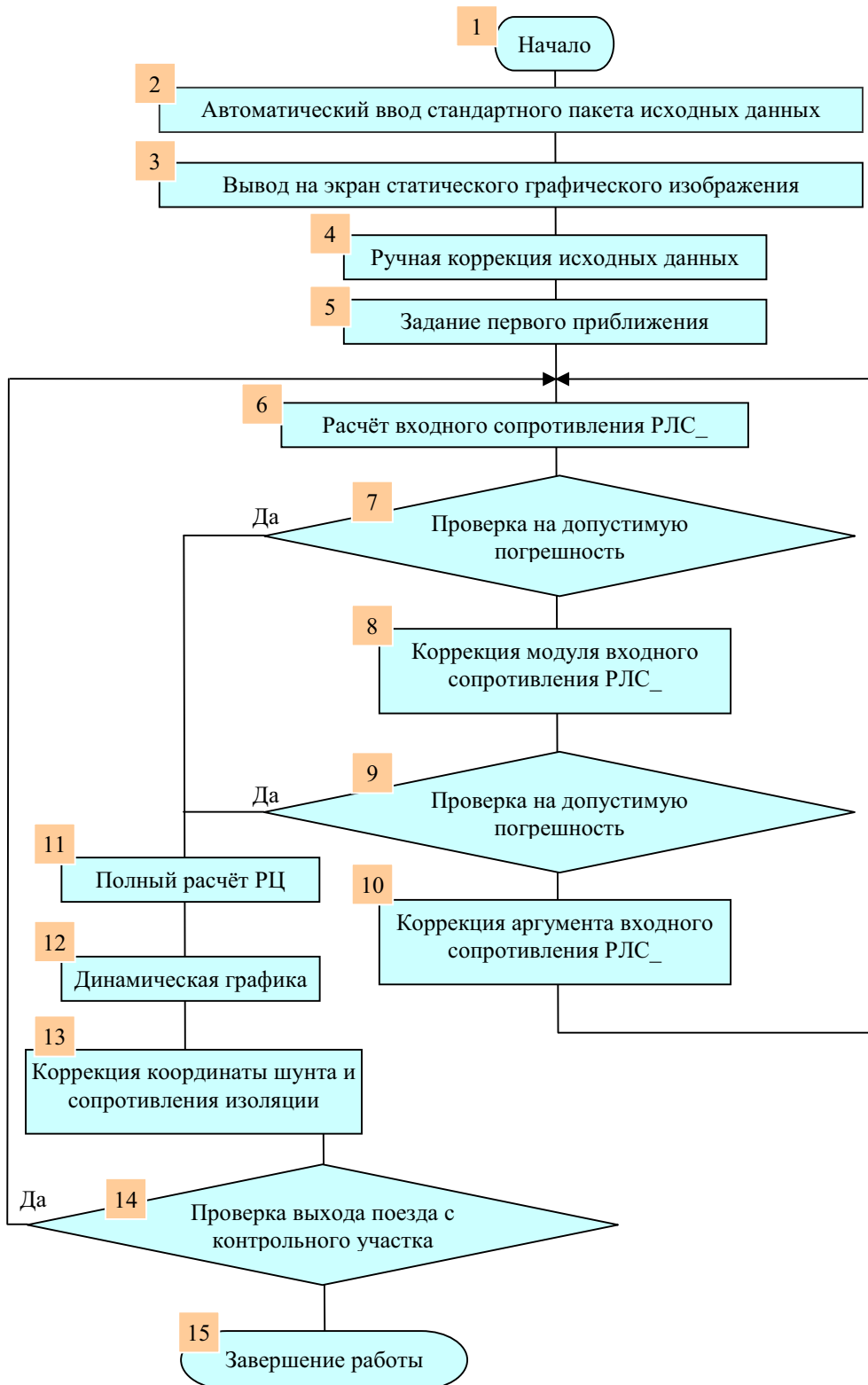


Рис. 5. Алгоритм работы универсальной программы расчёта рельсовой линии

Библиографический список

1. Брылеев, А. М. Методика расчёта шунтового режима неограниченных рельсовых цепей по локомотивному приёмнику [Текст] / А. М. Брылеев, Ю. И. Полевой // Вопросы автоматики на железнодорожном транспорте. Сб. науч. тр. / МИИТ. – 1978. – Вып. 584. – С. 8-13.
2. Брылеев, А. М. Обобщённая методика расчёта неограниченных рельсовых цепей [Текст] / А. М. Брылеев, Ю. И. Полевой // Вопросы автоматики на железнодорожном транспорте. Сб. науч. тр. / МИИТ. – 1978. – Вып. 584. – С. 98-103.

References

1. Bryleyev, A. M. Method of calculating the shunt mode of unrestricted track circuits using a locomotive receiver / A. M. Bryleyev, Yu. I. Polevoy // Automatics in railway transport. Collection of scientific paper / MIIT. – 1978. – Issue. 584. – pp. 8-13.
2. Bryleyev, A. M. Generalized method of calculating unrestricted track circuits / A. M. Bryleyev, Yu. I. Polevoy // Automatics in railway transport. Collection of scientific paper / MIIT. – 1978. – Issue. 584. – pp. 98-103.

TWO MODELS OF RAIL LINES FOR ADAPTIVE RECEIVER TRACK CIRCUITS

© 2010 Yu. I. Polevoy

Samara State University of Means of Communication

Two models of rail lines for adaptive receiver track circuits, where the power supply is connected to the end or the middle of the line are presented. Circuit diagrams of track circuits are given, as well as equations that relate currents and voltages on the ends of the rail line, coefficients of track line quadripoles, and algorithms for track circuit calculation. A conclusion is drawn that a track circuit can operate if the isolation resistance is one quarter of the admissible value.

Track circuit, track line, equivalent circuit, quadripole, voltage, current, normal condition, shunt mode, adaptive receiver, locomotive receiver.

Информация об авторах

Полевой Юрий Иосифович, кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры «Автоматика, телемеханика и связь» Самарского государственного университета путей сообщения, polevoy_samgaps@rambler.ru. Область научных интересов: исследование и разработка устройств координатного контроля местонахождения железнодорожного подвижного состава.

Polevoy Yuriy Iosifovitch, candidate of technical science, associate professor, professor of the department “Automation, telemechanics and communication”, Samara State University of Means of Communication, polevoy_samgaps@rambler.ru. Area of research: analysis and development of devises of coordinate control of railway rolling-stock location.

УДК 620.179.14

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВИХРЕТОКОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ИЗДЕЛИЙ ПРЕРЫВИСТОЙ СТРУКТУРЫ

© 2010 А. В. Полулех, Г. М. Гайнуллина

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Представлено решение задачи по расчёту параметров поля вихревых токов при взаимодействии вихретокового датчика с однородной структурой первичного поля с двумя протяжёнными эллиптическими цилиндрами. Полученное выражение для векторного потенциала позволяет рассчитать напряжённости магнитного и электрического полей, а также вносимые параметры датчиков.

Математическая модель, вихретоковый преобразователь, векторный потенциал, эллиптический цилиндр, электромагнитное поле.

При разработке вихретоковых преобразователей (ВТП) для контроля изделий прерывистой формы представляет интерес анализ взаимодействия поля ВТП с несколькими протяжёнными изделиями ограниченных размеров. При теоретических исследованиях с достаточной для практических расчётов точностью такие изделия можно представить в виде электропроводящих эллиптических цилиндров.

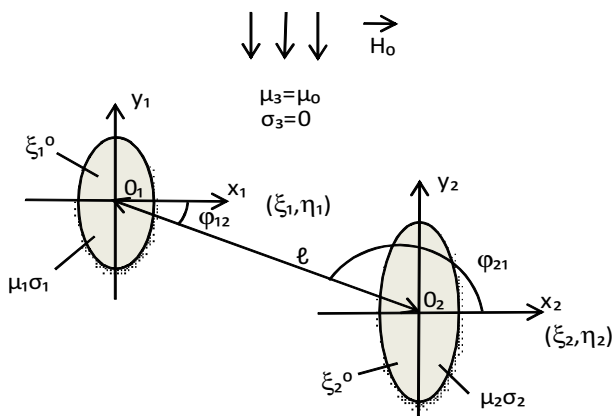


Рис. 1. Расчётная модель в виде двух бесконечно длинных эллиптических цилиндров, находящихся в однородном квазистационарном магнитном поле ВТП

В работе рассматривается задача о двух бесконечно длинных эллиптических цилиндрах с параллельными осями OZ_1, OZ_2 , электропроводностями σ_1, σ_2 , магнитными проницаемостями μ_1, μ_2 , расположенных в однородном квазистационарном магнитном поле ВТП $H=H_0e^{j\omega t}$, направленном по нормали к осям цилиндров (рис. 1). H_0 –

напряжённость поля, ω – угловая частота. Требуется определить параметры вторичного поля (поля вихревых токов).

Строгое решение задачи по расчёту электромагнитного поля от воздействия двух или большего числа контролируемых объектов может быть получено на основе использования классического метода разделения переменных в сочетании с теоремами сложения для гармонических функций [1, 2]. Применим этот метод для решения поставленной задачи. Вследствие линейности рассматриваемых сред векторный потенциал поля вне цилиндров можно представить в виде

$$\vec{A}_3 = \vec{A}_0 + \vec{A}_{p1} + \vec{A}_{p2}, \tag{1}$$

где $\vec{A}_{p1}, \vec{A}_{p2}$ – векторные потенциалы поля вихревых токов (вторичного поля) первого и второго цилиндров; $\vec{A}_0 = \mu_0 f \vec{H}_0 ch \zeta \cos \eta$ – векторный потенциал однородного магнитного поля, записанный в системе координат эллиптического цилиндра ζ, η .

Свяжем с каждым из цилиндров локальные системы координат эллиптического цилиндра $(\xi_1, \eta_1, Z_1), (\xi_2, \eta_2, Z_2)$ с центрами O_1 и O_2 . С учётом бесконечной аксиальной длины цилиндров уравнение Гельмгольца для векторного потенциала преобразуется в локальной системе координат $(\xi_i, \eta_i, Z_i) (i=1,2)$ к виду

$$\frac{\partial^2 A_{pi}}{\partial \xi_i^2} + \frac{\partial^2 A_{pi}}{\partial \eta_i^2} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{1}{f_i (\text{ch}^2 \xi_i - \cos^2 \eta_i)} \cdot \left(\frac{\partial^2 A_i}{\partial \xi_i^2} + \frac{\partial^2 A_i}{\partial \eta_i^2} \right) + \kappa_i^2 A_i = 0 \quad (3)$$

где A_i – векторные потенциалы поля внутри цилиндров; $\kappa_i^2 = -j\omega\mu_i\sigma_i$, μ_i , σ_i – магнитная проницаемость и электропроводность i -ого цилиндра, f – межфокусное расстояние эллиптических цилиндров.

В уравнениях (2), (3) под A понимается z -ый компонент векторного потенциала, остальные компоненты которого равны нулю в силу бесконечной длины цилиндров. Для однозначного определения полей в системе уравнений (2), (3) необходимо добавить условия на границе раздела сред и на бесконечности [1]:

$$\begin{cases} A_p = A_i \\ \frac{1}{\mu_3} \frac{\partial A_3}{\partial \xi_i} = \frac{1}{\mu_i} \frac{\partial A_i}{\partial \xi_i} \\ \lim_{\xi \rightarrow \infty} A_3 = 0, \xi_i = \xi_i^2 (i = 1, 2) \end{cases} \quad (4)$$

где ξ_i^0 – координата поверхности i -ого цилиндра.

Решения уравнений (2), (3), не имеющие особенностей в объёмах рассматриваемых тел и удовлетворяющие условию на бесконечности, имеют следующий вид [3]:

$$\begin{aligned} A_{p1} &= \sum_{n=1}^{\infty} b_n^{(1)} e^{-n\xi_1} \cos(n\eta_1), \\ A_1 &= \sum_{n=1}^{\infty} a_n^{(1)} c e_n(\xi_1, q_1) c e_n(\eta_1, q_1), \\ A_{p2} &= \sum_{n=1}^{\infty} b_n^{(2)} e^{-n\xi_2} \cos(n\eta_2), \\ A_2 &= \sum_{n=1}^{\infty} a_n^{(2)} c e_n(\xi_2, q_2) c e_n(\eta_2, q_2), \end{aligned} \quad (5)$$

где $q_i = \frac{1}{4} \kappa_i^2 f_i^2$, $c e_n$ – функции Матье n -ого порядка.

Неизвестные коэффициенты разложения $a_n^{(i)}, b_n^{(i)}$ определяются из граничных условий. При подстановке A_{p2} в граничные условия для первого цилиндра или функции A_{p1} , в граничные условия для второго цилиндра используется теорема сложения, позволяющая записать гармонические функции одной локальной системы координат через функции другой системы:

$$\begin{aligned} e^{-m\xi_i} \cos(m\eta_i) &= \sum_{n=1}^{\infty} \frac{j^{m+n} (n+m-1)!}{2^{m+n-1} m!(n-1)!} \\ &\times \frac{\sin\left(\frac{m\pi}{2}\right)}{\sin\left(\frac{n\pi}{2}\right)} \cdot \left(\frac{f_{s'}}{1}\right)^n \left(\frac{f_i}{1}\right)^m, \quad (6) \\ &\times \left[\text{ch}(n\xi_s) \cos(n\eta_s) \cos(n+m)\varphi_{is} \right] \\ &+ \text{sh}(n\xi_s) \sin(n\eta_s) \sin(n+m)\varphi_{is} \end{aligned}$$

где l расстояние между центрами цилиндров, $s=1,2$; $i=2,1$.

Данная теорема сложения получена из известных теорем сложения для волновых функций эллиптического цилиндра [1] при условии, что постоянная распространения $k \rightarrow 0$.

Подставляя (5) в граничные условия (4) и используя соотношения (6), получим систему уравнений для определения коэффициентов разложения. Представим функцию Матье 1-ого рода в виде разложения в ряд по тригонометрическим

функциям: $c e_n(\eta_i, q_i) = \sum_{r=0}^{\infty} A_r^n(q_i) \cos(r\eta_i)$,

где постоянные коэффициенты A_r^n , зависящие от q_i , находятся из рекуррентных соотношений [1].

Из сравнения отдельных тригонометрических составляющих в силу ортогональности тригонометрических функций следует, что в решении данной системы существуют только члены рядов с индексом $n=1$. Для остальных членов справедливо равенство $a_n^{(i)} = b_n^{(i)} = 0 (n > 1)$. Коэффициенты $a_1^{(i)}, b_1^{(i)}$ определяются из следующей системы уравнений:

$$\left\{ \begin{aligned} & -b_0 f_1 \operatorname{ch} \xi_1^0 + b_1^{(1)} e^{-\xi_1^0} - b_1^{(2)} \left(\frac{f_1 f_2}{2l^2} \right) \operatorname{ch} \xi_1^0 \cos 2\varphi_{12} = \\ & a_1^{(1)} \operatorname{ce}_1'(\xi_1^0, q_1) A_1^1(q_1) \\ & -b_0 f_1 \operatorname{ch} \xi_1^0 - b_1^{(1)} e^{-\xi_1^0} - b_1^{(2)} \left(\frac{f_1 f_2}{2l^2} \right) \operatorname{ch} \xi_1^0 \cos 2\varphi_{12} = \\ & \frac{\mu_0}{\mu_1} a_1^{(1)} \operatorname{ce}_1'(\xi_1^0, q_1) A_1^1(q_1) \end{aligned} \right. , (7)$$

$$\left\{ \begin{aligned} & -b_0 f_2 \operatorname{ch} \xi_2^0 + b_1^{(2)} e^{-\xi_2^0} - b_1^{(1)} \left(\frac{f_1 f_2}{2l^2} \right) \operatorname{ch} \xi_2^0 \cos 2\varphi_{12} = \\ & a_1^{(2)} \operatorname{ce}_1'(\xi_2^0, q_2) A_1^1(q_2) \\ & b_0 f_2 \operatorname{ch} \xi_2^0 - b_1^{(2)} e^{-\xi_2^0} - b_1^{(1)} \left(\frac{f_1 f_2}{2l^2} \right) \operatorname{ch} \xi_2^0 \cos 2\varphi_{12} = \\ & \frac{\mu_0}{\mu_2} a_1^{(2)} \operatorname{ce}_1'(\xi_2^0, q_2) A_1^1(q_2) \end{aligned} \right.$$

где ce_1' – производная модифицированной функции Матье 1-ого рода по аргументу.

Векторный потенциал вторичного поля может быть записан в любой локальной системе координат. Так, например, в координатах первого цилиндра выражение для векторного потенциала вторичного поля будет иметь следующий вид:

Библиографический список

1. Иванов, Е. А. Дифракция электромагнитных волн на двух телах [Текст] / Е. А. Иванов. – Минск: Наука и техника, 1968.
2. Полулех, А. В. Моделирование дефектных изделий ограниченных размеров при электромагнитном контроле [Текст] / А. В. Полулех // Известия вузов. Электромеханика. – 1985. – №9. – С.19-25.
3. Бейтмен, Г. Высшие трансцендентные функции [Текст] / Г. Бейтмен, А. Эрдейн. – М.: Наука, 1978. – 296 с.

$$A_p = A_{p1} + A_{p2} = b_1^{(1)} \cdot e^{-\xi_1} \cos \eta_1 + b_1^{(2)} \cdot \sum_{m=1}^{\infty} \frac{i^{m+1} \cdot m}{2^m \cdot \sin \left(m \frac{\pi}{2} \right)} \times \left(\frac{f_1}{1} \right)^m \cdot \left(\frac{f_2}{1} \right)^m , (8)$$

$$\times \left[\operatorname{ch} (m \xi_1) \cos (m \cdot \eta_1) \cos (m+1) \cdot \varphi_{21} + \operatorname{sh} (m \xi_1) \cdot \sin (m \eta_1) \cdot \sin (m+1) \cdot \varphi_{21} \right]$$

Аналитическое выражение (8) для векторного потенциала вторичного поля позволяет по известным методикам рассчитать распределения напряженности магнитного и электрического полей, а также вносимые параметры вихретоковых преобразователей заданной формы.

Полученные результаты могут использоваться при разработке методов измерения расстояний между краями листовых изделий; при разработке преобразователей, предназначенных для контроля смещения изделий ограниченных размеров в плоскости ВТП; при определении количества листовых изделий и в ряде других случаев неразрушающего контроля плоских изделий ограниченных размеров.

References

1. Ivanov, Ye. A. Diffraction of electromagnetic waves on two bodies / Ye. A. Ivanov. – Minsk: Nauka i tekhnika (Science and engineering), 1968.
2. Polulekh, A. V. Modeling defective samples of limited dimensions under electromagnetic control / A. V. Polulekh // Izvestia vuzov (University transactions). Electromechanics.–1985. – No.9. – pp.19-25.
3. Beytmen, G. Highest transcendental functions / G. Beytmen, A. Erdeyn. – Moscow: Nauka (Science), 1978. – 296 p.

MATHEMATICAL MODEL OF AN EDDY CURRENT CONVERTER FOR TESTING DISCONTINUOUS STRUCTURE SAMPLES

© 2010 A. V. Polulekh, G. M. Gainullina

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The paper presents the solution of a problem in calculating the parameters of an eddy current field when the eddy current transducer interacts with the homogeneous structure of the primary field with two extended elliptical cylinders. The expression derived for the vector potential makes it possible to calculate the strength of both magnetic and electric fields as well as the transducer parameters being introduced.

Mathematical model, eddy current converter, vector potential, elliptical cylinder, electromagnetic field.

Информация об авторах

Полулех Александр Владимирович, доцент, кандидат технических наук, доцент кафедры «Электротехника», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), (846) 2674837. Область научных интересов: математическое моделирование, комплексы программ.

Гайнуллина Гелия Мухаматкамиловна, ведущий инженер, ассистент кафедры «Общая информатика», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), (846) 2674837. Область научных интересов: математическое моделирование, комплексы программ.

Polulekh Alexander Vladimirovitch, associate professor, candidate of technical science, associate professor of the department “Electrical engineering”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), (846) 2674837. Area of research: mathematical modeling, software complexes.

Gainullina Gelia Mukhamatkamilovna, leading engineer, assistant of the department “General information science”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), (846) 2674837. Area of research: mathematical modeling, software complexes.

МАСШТАБИРУЕМЫЕ РАСПРЕДЕЛЁННЫЕ СИСТЕМЫ КОНКУРИРУЮЩИХ ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩИХ ПРОЦЕССОВ И ИХ ОПТИМАЛЬНОСТЬ

© 2010 П. А. Павлов

Полесский государственный университет

Получены условия и критерии эффективности и оптимальности одинаково распределённых систем конкурирующих взаимодействующих процессов в условиях неограниченного и ограниченного параллелизма.

Масштабируемость, асинхронный режим, синхронный режим, распределенный процесс, конкурирующий процесс, программный ресурс, одинаково распределенная система, стационарная система, ограниченный параллелизм, неограниченный параллелизм.

Введение. Масштабируемость (scalability) является одним из важнейших требований к современным вычислительным системам, вычислительным комплексам, базам данных, маршрутизаторам и т.д. Она подразумевает способность системы увеличивать свою производительность при добавлении аппаратных и программных ресурсов. В настоящее время вопросы масштабирования находятся в поле зрения как разработчиков параллельных многопроцессорных систем (МС), так и распределенной среды метакомпьютинга [1]. Общим свойством, обеспечивающим возможность повышения производительности масштабируемых вычислительных систем, является распределённость процессов вычислений и данных с использованием принципов структурирования и конвейеризации [2]. Необходимы новые принципы организации вычислений и распределения ресурсов, создания эффективного аппаратного и программного обеспечения, обеспечения однозначности результата выполнения программ, эффективного планирования и распределения вычислительных процессов [3]. Особую актуальность приобретают задачи построения и исследования математических моделей распределённых вычислительных систем, поиска условий оптимальной организации конкурирующих взаимодействующих вычислительных процессов при распределённой обработке.

1. Математическая модель масштабируемой системы распределенных вычислений. Конструктивными элементами

для построения математической модели систем распределённых вычислений являются понятия процесса и программного ресурса.

Процесс будем рассматривать как последовательность блоков (команд, процедур)

Q_1, Q_2, \dots, Q_s , для выполнения которых используется множество процессоров (процессорных узлов, обрабатывающих устройств, интеллектуальных клиентов). При этом процесс называется *распределённым*, если все блоки или часть из них обрабатываются разными процессорами. Процессы могут обрабатываться параллельно, взаимодействуя путём обмена информацией. Такие процессы называются *кооперативными* или *взаимодействующими*.

Понятие *ресурса* используется для обозначения любых объектов вычислительной системы, которые могут быть использованы процессами для своего выполнения. *Реентерабельные* (многократно используемые) ресурсы характеризуются возможностью одновременного использования несколькими вычислительными процессами. Для параллельных систем характерной является ситуация, когда одну и ту же последовательность блоков или её часть процессорам необходимо выполнять многократно. Такую последовательность будем называть *программным ресурсом* (ПР), а множество соответствующих процессов – *конкурирующими*.

Математическая модель масштабируемой распределённой системы взаимодействующих процессов включает в себя p процессоров МС, n конкурирующих процессов, s

блоков Q_1, Q_2, \dots, Q_s структурированного на блоки программного процесса, матрицу $T_p = [t_{ij}]$ времён выполнения j -х блоков i -ми конкурирующими процессами. Указанные параметры изменяются в пределах $p \geq 2, n \geq 2, s \geq 2, 1 \leq i \leq n, 1 \leq j \leq s$. Будем считать, что все n процессов используют одну копию структурированного на блоки ПР, а на множестве блоков установлен линейный порядок их выполнения. Учитывая то, что обменные операции в параллельных распределённых системах происходят, как правило, значительно медленнее арифметических, введём в рассмотрение параметр $\varepsilon > 0$, характеризующий время (накладные расходы), затрачиваемое МС на организацию параллельного выполнения блоков программного ресурса множеством распределённых конкурирующих процессов.

Будем считать, что взаимодействие процессов вычислений, процессоров и блоков структурированного программного ресурса подчинено следующим условиям: 1) ни один из блоков программного ресурса не может обрабатываться одновременно более чем одним процессором; 2) ни один из процессоров не может обрабатывать одновременно более одного блока; 3) обработка каждого блока осуществляется без прерываний; 4) распределение блоков программного ресурса по процессорам МС для каждого из процессов осуществляется циклически по правилу: блок с номером $j = kp + i, (j = \overline{1, s}, i = \overline{1, p}, k \geq 0)$, распределяется на процессор с номером i .

Кроме того, введём дополнительные условия, которые определяют режимы взаимодействия процессов, процессоров и блоков ПР: 5) отсутствуют простои процессоров при условии готовности блоков, а также невыполнение блоков при наличии процессоров; 6) для каждого из n процессов момент завершения выполнения j -го блока на i -м процессоре совпадает с моментом начала выполнения следующего $(j+1)$ -го блока на $(i+1)$ -м процессоре, $i = \overline{1, p-1}, j = \overline{1, s-1}$; 7) для каждого из блоков структурированного

ПР момент завершения его выполнения l -м процессом совпадает с моментом начала его выполнения $(l+1)$ -м процессом на том же процессоре, $l = \overline{1, n-1}$.

Условия 1–5 определяют *асинхронный* режим взаимодействия процессоров, процессов и блоков, который предполагает отсутствие простоев процессоров МС при условии готовности блоков, а также невыполнение блоков при наличии процессоров.

Если к условиям 1–4 добавить условие 6, то получим *первый синхронный* режим, обеспечивающий непрерывное выполнение блоков программного ресурса внутри каждого из вычислительных процессов.

Второй синхронный режим, определяемый условиями 1–4, 7, обеспечивает непрерывное выполнение каждого блока всеми процессами.

Определение 1. Масштабируемая система n распределённых взаимодействующих конкурирующих процессов называется *неоднородной*, если времена выполнения блоков программного ресурса Q_1, Q_2, \dots, Q_s зависят от объёмов обрабатываемых данных и/или их структуры, т. е. разные для разных вычислительных процессов.

Определение 2. Система взаимодействующих конкурирующих процессов называется *одинаково распределённой*, если времена t_{ij} выполнения блоков $Q_j, j = \overline{1, s}$, программного ресурса каждым из i -х процессов вычислений совпадают и равны t_i для всех $i = \overline{1, n}$, т. е. справедлива цепочка равенств $t_{i1} = t_{i2} = \dots = t_{is} = t_i$ для всех $i = \overline{1, n}$.

2. Необходимые и достаточные условия эффективности одинаково распределённых масштабируемых систем. В [2, 4, 5] исследованы базовые асинхронный и два синхронных режима, возникающие при организации распределённых взаимодействующих процессов в условиях конкуренции за общий программный ресурс. Для вычисления наименьшего общего времени выполнения множества конкурирующих неоднородных и одинаково распределённых процессов в рамках очерченных режимов получены

математические соотношения. В [6] решена задача сравнительного анализа полученных соотношений для класса одинаково распределённых процессов с учётом дополнительных накладных расходов $\varepsilon > 0$. Доказано, что для одинаково распределённых систем конкурирующих процессов минимальное общее время для всех трёх базовых режимов в случае неограниченного параллелизма ($s \leq p$) вычисляется по формуле

$$T(p, n, s, \varepsilon) = T_\varepsilon^n + (s - 1)t_{\max}^\varepsilon, \quad (1)$$

а в случае ограниченного параллелизма ($s > p$) для вычисления минимального общего времени в асинхронном и втором синхронном режимах имеют место соотношения

$$T(p, n, s, \varepsilon) = \begin{cases} kT_\varepsilon^n + (p - 1)t_{\max}^\varepsilon, & \text{при } s = kp, k > 1, \\ (k + 1)T_\varepsilon^n + (r - 1)t_{\max}^\varepsilon, & \text{при } s = kp + r, k \geq 1, 1 \leq r < p, \end{cases} \quad (2)$$

где $T_\varepsilon^n = \sum_{i=1}^n t_i^\varepsilon$ – суммарное время выполнения каждого из блоков Q_j всеми n процессами с учетом накладных расходов ε , $t_{\max}^\varepsilon = \max_{1 \leq i \leq n} t_i^\varepsilon$, $t_i^\varepsilon = t_i + \varepsilon$, $i = \overline{1, n}$.

Выделим в классе одинаково распределённых систем взаимодействующих конкурирующих процессов подкласс стационарных систем.

Определение 3. Одинаково распределённую масштабируемую систему конкурирующих процессов назовём *стационарной*, если выполняется цепочка равенств

$$t_1 = t_2 = \dots = t_n = t.$$

Нетрудно показать, что в случае стационарной одинаково распределённой масштабируемой системы конкурирующих процессов минимальное общее время их выполнения при достаточном числе процессоров МС ($s \leq p$) определяется равенством

$$\overline{T}_\varepsilon = (n + s - 1)t_\varepsilon,$$

где $t_\varepsilon = T^n / n + \varepsilon$, $T^n = nt$.

Определение 4. Одинаково распределённую систему конкурирующих взаимодействующих процессов будем называть *эффективной* при фиксированных $p, s \geq 2$, если выполняется соотношение

$$\Delta_\varepsilon(n) = sT^n - T(p, n, s, \varepsilon) \geq 0,$$

где sT^n – время выполнения блоков Q_j , $j = \overline{1, s}$ всеми n процессами в последовательном режиме.

При наличии двух эффективных одинаково распределённых масштабируемых систем взаимодействующих конкурирующих процессов будем считать, что первая более эффективна, чем вторая, если величина $\Delta_\varepsilon(n)$ первой системы не меньше соответствующей величины второй. Для введённого подмножества одинаково распределённых систем справедливо следующее утверждение.

Теорема 1. Для любой эффективной одинаково распределённой системы конкурирующих процессов при $s \leq p$ и $\varepsilon > 0$ существует более эффективная стационарная одинаково распределённая система.

Доказательство. Рассмотрим любую эффективную одинаково распределённую систему. Согласно определению 4 условие эффективности с учётом (1) запишется в виде следующего неравенства:

$$\Delta_\varepsilon(n) = (s - 1)(T^n - t_{\max}^n) - (n + s - 1)\varepsilon \geq 0, \quad (3)$$

где $t_{\max}^n = \max_{1 \leq i \leq n} t_i$.

Для любой стационарной одинаково распределённой системы имеет место неравенство

$$\overline{\Delta}_\varepsilon(n) = (s - 1)(T^n - t) - (n + s - 1)\varepsilon \geq 0, \quad (4)$$

где $t = T^n / n$.

Рассмотрим стационарную одинаково распределённую систему, в которой

$$t = \min_{1 \leq i \leq n} t_i = t_{\min}^n.$$

Чтобы убедиться в справедливости теоремы 1, для введённых эффективных систем достаточно доказать выполнение неравенства:

$\bar{\Delta}_\varepsilon(n) \leq \Delta_\varepsilon(n)$. Подставив в левую и правую части последнего неравенства из (3) и (4) вместо $\Delta_\varepsilon(n)$ и $\bar{\Delta}_\varepsilon(n)$ соответствующие величины и проведя преобразования, приходим к равносильному неравенству:

$$(n-1)t \leq T^n - t_{\max}^n.$$

Докажем справедливость последнего. Пусть для определённости $t_{\max}^n = t_l$. Тогда проверка показывает, что справедлива цепочка соотношений

$$T^n - t_{\max}^n = \sum_{i=1}^{l-1} t_i + \sum_{j=l+1}^n t_j \geq (n-1)t_{\min}^n = (n-1)t,$$

из которой следует справедливость требуемого равенства. Таким образом, теорема 1 доказана.

Следующее утверждение устанавливает достаточное условие эффективности одинаково распределенной системы в случае неограниченного параллелизма.

Теорема 2. Если параметры p, n, s, ε одинаково распределённой масштабируемой системы взаимодействующих конкурирующих процессов удовлетворяют соотношениям $3 \leq s \leq p$, $n = s \neq 3$, $sn \geq 2(n+s-1)$, $0 < \varepsilon \leq \min_{1 \leq i \leq n} t_i$, то такая система является эффективной.

Доказательство. Согласно (3) условие эффективности равносильно неравенству

$$\frac{T^n - t_{\max}^n}{\varepsilon} \geq \frac{n+s-1}{s-1}. \quad (5)$$

Следовательно, для доказательства теоремы 2 достаточно убедиться в справедливости (5). Непосредственная проверка показывает, что следствием соотношений $0 < \varepsilon \leq \min_{1 \leq i \leq n} t_i$ является цепочка неравенств:

$$\frac{T^n - t_{\max}^n}{\varepsilon} \geq \frac{(n-1)t_{\min}^n}{\varepsilon} \geq n-1, \quad (6)$$

так как в силу выбора ε выполняется неравенство $t_{\min}^n / \varepsilon \geq 1$. Далее, из $sn \geq 2(n+s-1)$ следует справедливость неравенства

$$n-1 \geq \frac{n+s-1}{s-1}. \quad (7)$$

Проверка показывает, что неравенство (5) является следствием неравенств (6) и (7). Таким образом, теорема 2 доказана.

Ниже формулируется и доказывается необходимое и достаточное условие существования эффективной системы одинаково распределённых конкурирующих процессов при достаточном числе процессоров в зависимости от величины накладных расходов ε .

Теорема 3. Для существования эффективной одинаково распределённой масштабируемой системы конкурирующих взаимодействующих процессов с заданными параметрами $p \geq 3$, $s \leq p$, $\varepsilon > 0$ и T^n необходимо и достаточно выполнение следующих условий:

$$\varepsilon \leq \begin{cases} \varphi(1+\sqrt{s}), & \text{если } \sqrt{s} \text{ — целое,} \\ \max\{\varphi(1+\lceil\sqrt{s}\rceil), \varphi(2+\lceil\sqrt{s}\rceil)\}, & \text{если } \sqrt{s} \text{ — нецелое,} \end{cases} \quad (8)$$

где $\varphi(x) = \frac{(s-1)T^n(x-1)}{x(x+s-1)}$, $\lceil x \rceil$ — наибольшее целое, не превосходящее x .

Доказательство. Согласно (4) условие эффективности любой одинаково распределённой системы конкурирующих n процессов определяется соотношениями

$$\bar{\Delta}_\varepsilon(n) = (s-1)(T^n - t) - (n+s-1)\varepsilon \geq 0,$$

которые равносильны выполнению неравенства

$$\varepsilon \leq \frac{(s-1)T^n(n-1)}{n(n+s-1)}. \quad (9)$$

Введём в рассмотрение функцию

$$\varphi(x) = (s-1)T^n(x-1) / x(x+s-1).$$

Нетрудно проверить, что φ достигает своего максимума в точке $x = 1 + \sqrt{s}$ при $x > 0$. Положим

$$n_0 = \begin{cases} 1 + \sqrt{s}, & \text{если } \sqrt{s} \text{ — целое,} \\ \max \{1 + [\sqrt{s}], 2 + [\sqrt{s}]\}, & \text{если } \sqrt{s} \text{ — нецелое.} \end{cases} \quad (10)$$

Необходимость условий (8) будет доказана, если будет установлена невозможность противоположного утверждения, т. е. невозможность существования одинаково распределённой масштабируемой системы конкурирующих n процессов, для которой выполнялось бы неравенство, противоположное неравенству (8), и которая была бы эффективной. Если предположить существование такой системы с n процессами, то должно выполняться соотношение $n \neq n_0$, так как выше установлено, что одинаково распределённая система с n_0 процессами эффективна. Следовательно, для неё имеет место неравенство $\varepsilon \leq (s-1)T^n(n_0-1)/n_0(n_0+s-1)$, в то время как для гипотетической системы с n процессами должно выполняться в силу предположения неравенство

$$\varepsilon \geq (s-1)T^n(n_0-1)/n_0(n_0+s-1).$$

Очевидным следствием полученных неравенств является неравенство $\varepsilon > \varepsilon$. Полученное противоречие устанавливает необходимость условий (8).

Очевидно, такой системы нет при $n = n_0$, так как в силу определения функции φ для такого n выполняется неравенство, противоположное неравенству (9), и, следовательно, такая система не может быть эффективной.

В случае $n < n_0$ в силу определения n_0 должна выполняться цепочка неравенств вида

$$\frac{(s-1)T^n(n-1)}{n(n+s-1)} \leq \frac{(s-1)T^n(n_0-1)}{n_0(n_0+s-1)} \leq \varepsilon, \quad (11)$$

из которой следует неэффективность предполагаемой системы с n процессами в силу (9).

Наконец, если $n > n_0$, то следствием неравенств (9) и (10) является неэффективность предполагаемой одинаково распределённой системы конкурирующих n процессов. Полученные противоречия во всех возможных случаях доказывают необходимость условий (8).

Достаточность условий (8) непосредственно следует из наличия функции φ со свойством (9). Действительно, в этом случае требуемой эффективной одинаково распределённой системы является система с $n = n_0$ конкурирующими процессами, где n_0 определяется формулой (10). Таким образом, теорема 3 доказана.

Замечание. При $p = s = 2$ одинаково распределённая масштабируемая система конкурирующих процессов будет эффективной, если выполняется неравенство

$$\frac{\varepsilon}{T^n} \leq \frac{n-1}{n(n+1)}.$$

3. Эффективность одинаково распределённых систем в условиях ограниченного параллелизма.

Теорема 4. Если параметры одинаково распределённой системы $n \geq 3$ конкурирующих процессов в многопроцессорной системе с n процессорами удовлетворяют соотношениям $s \geq 3$, $n = s \neq 3$ и $0 < \varepsilon \leq \min_{1 \leq i \leq n} t_i$, то рассматриваемая система будет эффективной, если выполняются условия:

$$sn \geq \begin{cases} 2(kn+p-1), & \text{если } s = kp, k > 1, \\ 2((k+1)n+r-1), & \text{если } s = kp+r, k \geq 1, 1 \leq r < p. \end{cases}$$

Доказательство. Для случая

$$s = kp, k > 1$$

условие эффективности с учётом (2) равносильно неравенству

$$(s-k)T^n - (p-1)t_{\max}^n \geq (kn+p-1)\varepsilon,$$

где $t_{\max}^n = \max_{1 \leq i \leq n} t_i^n$.

В силу того, что $0 < \varepsilon \leq \min_{1 \leq i \leq n} t_i$, имеем

$$\frac{(s-k)T^n - (p-1)t_{\max}^n}{\varepsilon} \geq (s-k)n - (p-1) \geq kn + p - 1.$$

Из последней цепочки неравенств следует, что $sn \geq 2(kn + p - 1)$.

Случай, когда $s = kp + r$, $k \geq 1$, $1 \leq r < p$, доказывается аналогично.

Ниже для асинхронного и второго синхронного режимов формулируется и доказывается необходимое и достаточное условие существования эффективной системы одинаково распределённых конкурирующих процессов в случае ограниченного параллелизма в зависимости от величины накладных расходов ε .

Теорема 5. Для существования эффективной одинаково распределённой системы конкурирующих процессов с заданными параметрами $p \geq 3$, T^n , $\varepsilon > 0$ необходимо и достаточно, чтобы выполнялись следующие условия:

1) при $s = kp$, $k > 1$,

$$\varepsilon \leq \begin{cases} \varphi_1\left(\frac{1+\sqrt{p}}{k}\right), & \text{если } \frac{1+\sqrt{p}}{k} - \text{целое,} \\ \max\left\{\varphi_1\left(\left\lceil\frac{1+\sqrt{p}}{k}\right\rceil\right), \varphi_1\left(\left\lceil\frac{1+\sqrt{p}}{k}\right\rceil + 1\right)\right\}, & \text{если } \frac{1+\sqrt{p}}{k} - \text{нецелое,} \end{cases}$$

где $\varphi_1(x) = (p-1)T^n(kx-1)/x(kx+p-1)$, а $[x]$ – наибольшее целое, не превосходящее x ;

2) при $s = kp + r$, $k \geq 1$, $1 \leq r < p$,

$$\varepsilon \leq \begin{cases} \varphi_2(x), & \text{если } x - \text{целое,} \\ \max\{\varphi_2([x]), \varphi_2([x]+1)\}, & \text{если } x - \text{нецелое,} \end{cases}$$

где $\varphi_2(x) = \frac{[(p-1)kx + (r-1)(x-1)] T^n}{x [(k+1)x + r - 1]}$, $[x]$ –

наибольшее целое, не превосходящее x , где

$$x = \frac{r-1}{(p-1)k+r-1} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{(p-1)k+r-1}{k+1}} \right).$$

Доказательство. В случае стационарной одинаково распределённой системы конкурирующих процессов в асинхронном и втором синхронном режимах минимальное общее время \bar{T}_ε с учётом параметра $\varepsilon > 0$ определяется равенством

$$\bar{T}_\varepsilon = \begin{cases} (kn+p-1)t_\varepsilon, & \text{при } s = kp, k > 1, \\ ((k+1)n+(r-1))t_\varepsilon, & \text{при } s = kp+r, k \geq 1, 1 \leq r < p, \end{cases} \quad (12)$$

где $t_\varepsilon = T^n/n + \varepsilon$, $T^n = nt$.

Условие эффективности одинаково распределённой системы конкурирующих процессов с учётом (2) в случае $s = kp$, $k > 1$ определяется соотношением:

$$\bar{\Delta}_\varepsilon(s = kp) = (p-1)(kT^n - t) - (kn+p-1)\varepsilon \geq 0,$$

которое равносильно выполнению неравен-

$$\text{ства } \varepsilon \leq \frac{(p-1)T^n(kn-1)}{n(kn+p-1)}.$$

Введём в рассмотрение функцию

$\varphi_1(x) = (p-1)T^n(kx-1)/x(kx+p-1)$, которая при $x > 0$ достигает своего максимума в точ-

$$\text{ке } x = \frac{1+\sqrt{p}}{k}.$$

В случае $s = kp + r$, $k \geq 1$, $1 \leq r < p$ условие эффективности одинаково распределённой системы конкурирующих процессов с учётом (2) определяется неравенством

$$\bar{\Delta}_\varepsilon(s = kp+r) = (p-1)kT^n + (r-1)(T^n - t) - ((k+1)n+r-1)\varepsilon \geq 0.$$

С учётом, что $t = T^n/n$, это равносиль-

$$\text{но } \varepsilon \leq \frac{[(p-1)nk + (r-1)(n-1)]T^n}{[(k+1)n+r-1]n}.$$

При $x > 0$ функция

$$\varphi_2(x) = \frac{[(p-1)kx + (r-1)(x-1)]T^n}{[(k+1)x+r-1]x}$$

достигает своего максимума в точке

$$x = \frac{r-1}{(p-1)k+r-1} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{(p-1)k+r-1}{k+1}} \right).$$

Таким образом, теорема 5 доказана.

4. Оптимальность одинаково распределённых систем конкурирующих процессов.

Определение 5. Эффективная одинаково распределённая система называется *оптимальной*, если величина Δ_ε достигает наибольшего значения.

В силу теоремы 1 оптимальную одинаково распределённую систему следует искать среди стационарных одинаково распределённых систем. Тогда с учётом (4) имеем:

$$\bar{\Delta}_\varepsilon(s \leq p) = (s-1)T^n(1-1/n) - (n+s-1)\varepsilon.$$

Введём функцию действительного аргумента x вида

$$\bar{\Delta}_\varepsilon(x) = (s-1)T^n \left(1 - \frac{1}{x} \right) - (x+s-1)\varepsilon, \quad x \geq 1.$$

Решение задачи об оптимальности одинаково распределённой системы, состоящей из n конкурирующих процессов, для достаточного числа процессоров для всех трех базовых режимов следует из теоремы.

Теорема 6. Для того, чтобы эффективная одинаково распределённая система конкурирующих процессов была оптимальной при заданных $2 \leq s \leq p$, T^n , $\varepsilon > 0$, необходимо и достаточно, чтобы она была стационарной и число процессов n_0 в системе равнялось одному из чисел

$$\left[\left[\sqrt{\frac{(s-1)T^n}{\varepsilon}} \right], \left[\sqrt{\frac{(s-1)T^n}{\varepsilon}} \right] + 1 \right] \cap [2, n],$$

в котором функция $\bar{\Delta}_\varepsilon(x)$ достигает наибольшего значения. Здесь $[x]$ означает наибольшее целое, не превосходящее x ; n – заданное число.

Доказательство.

Необходимость. Рассмотрим введённую функцию

$$\bar{\Delta}_\varepsilon(x) = (s-1)T^n \left(1 - \frac{1}{x} \right) - (x+s-1)\varepsilon, \quad x \geq 1.$$

Согласно определению 5 одинаково распределённая система будет оптимальной в той точке x , где функция $\bar{\Delta}_\varepsilon(x)$ достигает своего наибольшего значения. Покажем, что функция $\bar{\Delta}_\varepsilon(x)$ достигает своего наибольшего значения в точке $x = \sqrt{\frac{(s-1)T^n}{\varepsilon}}$. Действительно,

$$\bar{\Delta}'_\varepsilon(x) = \frac{(s-1)T^n}{x^2} - \varepsilon, \quad \bar{\Delta}''_\varepsilon(x) = -\frac{2T^n(s-1)}{x^3} < 0,$$

так как $s \geq 2$, $x > 0$.

Следовательно, функция $\bar{\Delta}_\varepsilon(x)$ достигает максимума в точке, где первая её производная обращается в нуль $\bar{\Delta}'_\varepsilon(x) = 0$, т. е.

$$x^* = \sqrt{\frac{(s-1)T^n}{\varepsilon}}.$$

Целочисленными точками, в которых достигается наибольшее значение функции $\bar{\Delta}_\varepsilon(x)$, будут $n_0 = [x^*]$ или $n_0 = [x^*] + 1$. Следовательно, в качестве n_0 можно выбрать

$$\text{одно из чисел } \left[\sqrt{\frac{(s-1)T^n}{\varepsilon}} \right], \left[\sqrt{\frac{(s-1)T^n}{\varepsilon}} \right] + 1,$$

в которых функция $\bar{\Delta}_\varepsilon(s \leq p)$ принимает наибольшее значение.

Если же окажется, что ни одна из точек $\left[\sqrt{\frac{(s-1)T^n}{\varepsilon}} \right], \left[\sqrt{\frac{(s-1)T^n}{\varepsilon}} \right] + 1$, в которой

функция $\bar{\Delta}_\varepsilon(x)$ принимает наибольшее значение, не принадлежит $[2, n]$, то в качестве оптимальной выбираем эффективную одинаково распределённую систему с числом процессов $n_0 = n$.

В силу отрицательности второй производной исследуемая функция выпукла. Сле-

довательно, точка максимума всегда существует, а значит и существует эффективная одинаково распределённая система конкурирующих процессов в случае, когда $n \rightarrow \infty$.

Достаточность следует из свойств выпуклости функции $\bar{\Delta}_\varepsilon(x)$ на отрезке $[2, n]$.

Для решения задачи об оптимальности одинаково распределённой системы конкурирующих процессов в случае ограниченного параллелизма в асинхронном и втором синхронном режимах введём функции действительного аргумента x вида:

$$\bar{\Delta}_\varepsilon(x) = (s-1)T^n - \frac{(p-1)T^n}{x} - (kx + p-1)\varepsilon, \quad (13)$$

при $s = kp, k > 1$,

$$\bar{\Delta}_\varepsilon(x) = (s-k-1)T^n - \frac{(r-1)T^n}{x} - ((k+1)x + (r-1))\varepsilon, \quad (14)$$

при $s = kp + r, k \geq 1, 1 \leq r < p$.

Теорема 7. Для того, чтобы эффективная одинаково распределённая система конкурирующих процессов в случае ограниченного параллелизма в асинхронном и втором синхронном режимах была оптимальной при заданных $p \geq 2, T^n, \varepsilon > 0$, необходимо и достаточно, чтобы она была стационарной и число процессов n_0 в системе равнялось одному из чисел:

$$1) \left[\left[\sqrt{\frac{(p-1)T^n}{k\varepsilon}}, \left[\sqrt{\frac{(p-1)T^n}{k\varepsilon}} \right] + 1 \right] \cap [2, n], \right.$$

при $s = kp, k > 1$,

$$2) \left[\left[\sqrt{\frac{(r-1)T^n}{(k+1)\varepsilon}}, \left[\sqrt{\frac{(r-1)T^n}{(k+1)\varepsilon}} \right] + 1 \right] \cap [2, n], \right.$$

при $s = kp + r, k \geq 1, 1 \leq r < p$,

в котором функция $\bar{\Delta}_\varepsilon(x)$ достигает наибольшего значения, где $[x]$ – наибольшее целое, не превосходящее x ; n – заданное число.

Доказательство.

Необходимость. Для случая

$$s = kp, k > 1$$

функция вида (13) достигает своего наибольшего значения в точке $x^* = \sqrt{\frac{(p-1)T^n}{k\varepsilon}}$,

$$\text{так как } \bar{\Delta}'_\varepsilon(x) = \frac{(p-1)T^n}{x^2} - k\varepsilon.$$

Как и в случае неограниченного параллелизма целочисленными точками будут $n_0 = [x^*]$ или $n_0 = [x^*] + 1$. Следовательно, в качестве оптимальной выбираем эффективную одинаково распределённую систему с числом процессов

$$\left[\sqrt{\frac{(p-1)T^n}{k\varepsilon}} \right], \left[\sqrt{\frac{(p-1)T^n}{k\varepsilon}} \right] + 1.$$

В случае $s = kp + r, k \geq 1, 1 \leq r < p$ первая производная функции (14) имеет вид

$$\bar{\Delta}'_\varepsilon(x) = \frac{(r-1)T^n}{x^2} - (k+1)\varepsilon.$$

Следовательно, в качестве n_0 можно

выбрать одно из значений $\left[\sqrt{\frac{(r-1)T^n}{(k+1)\varepsilon}} \right]$ или

$$\left[\sqrt{\frac{(r-1)T^n}{(k+1)\varepsilon}} \right] + 1.$$

Если же окажется, что ни одна из точек

$$\left[\sqrt{\frac{(p-1)T^n}{k\varepsilon}} \right], \left[\sqrt{\frac{(p-1)T^n}{k\varepsilon}} \right] + 1,$$

$$\left[\sqrt{\frac{(r-1)T^n}{(k+1)\varepsilon}} \right], \left[\sqrt{\frac{(r-1)T^n}{(k+1)\varepsilon}} \right] + 1,$$

в которых функции (13), (14) принимают наибольшее значение, не принадлежат $[2, n]$, то в случае ограниченного параллелизма в ка-

честве оптимальной выбираем эффективную одинаково распределённую систему с числом процессов $n_0 = n$.

Достаточность следует из свойств выпуклости функции $\bar{\Delta}_\varepsilon(x)$ при $s > p$ на отрезке $[2, n]$. Действительно, исследуемые функции (13) и (14) выпуклы в силу отрицательности вторых производных:

$$\bar{\Delta}_\varepsilon''(x) = -\frac{2T^n(p-1)}{x^3} < 0,$$

$$\bar{\Delta}_\varepsilon''(x) = -\frac{2T^n(r-1)}{x^3} < 0, \quad p \geq 2,$$

$$1 \leq r < p, \quad x > 0.$$

Таким образом, теорема 7 доказана.

Заключение. Полученные условия эффективности и оптимальности одинаково распределённых масштабируемых систем конкурирующих взаимодействующих процессов имеют многочисленные области применения. В частности, они могут быть использованы при проектировании системного и прикладного программного обеспечения, ориентированного на масштабируемые многопроцессорные системы, вычислительные сети, а также при решении проблем оптимального использования вычислительных ресурсов. Полученные формулы также служат основой для решения задач оптимизации числа блоков при заданных остальных параметрах МС, нахождения оптимального числа процессоров при заданных объёмах вычислений и (или) директивных сроках реализации вычислительных процессов, исследования всевозможных смешанных режимов организации выполнения параллельных процессов при распределённой обработке, в том числе с учётом ограниченного числа копий структурированного программного ресурса.

Библиографический список

1. Воеводин В. В., Воеводин Вл. В. Параллельные вычисления. - СПб., 2002. - 608 с.
2. Коваленко Н. С., Самаль С. А. Вычислительные методы реализации интеллектуальных моделей сложных систем. - Мн., 2004. - 166 с.
3. Топорков В. В. Модели распределенных вычислений. - М., 2004. - 320 с.
4. Иванников В. П., Коваленко Н. С., Метельский В. М. О минимальном времени реализации распределенных конкурирующих процессов в синхронных режимах // Программирование. - 2000. - №5. - С. 44–52.
5. Коваленко Н. С., Самаль С. А. Минимизация общего времени выполнения заданных объемов вычислений в синхронных режимах // Кибернетика и системный анализ. - 2003. - №6. - С. 39–47.
6. Павлов П. А. Сравнительный анализ одинаково распределенных конкурирующих процессов с учетом дополнительных системных расходов // Вестник фонда фундаментальных исследований. - 2006. - №1. - С. 55–58.

References

1. Voevodin, V. V., Voevodin V.V. Parallel calculations. Saint-Petersburg, 2002. 608 p.
2. Kovalenko, N. S., Samal S. A. Computing methods of realisation of intellectual models of complex systems. Minsk, 2004. 166 p.
3. Toporkov, V. V. Models of distributed calculations. Moscow, 2004. 320 p.
4. Ivannikov, V. P., Kovalenko N. S., Metelsky V. M. Minimum time of realisation of distributed competitive processes in synchronous modes // Programming. 2000. No.5. pp. 44–52.
5. Kovalenko, N. S., Samal S. A. Minimisation of the total time of performing preset volumes of calculations in synchronous modes / / Cybernetics and system analysis. 2003. No.6. pp. 39–47.
6. Pavlov, P. A. Comparative analysis of equally distributed competitive processes in view of additional system expenses // Bulletin of the foundation of basic researches. 2006. №1. pp. 55–58.

**SCALABLE DISTRIBUTED SYSTEMS OF COMPETITIVE
INTERACTING PROCESSES AND THEIR OPTIMALITY**

© 2010 P. A. Pavlov

Palesky State University

Conditions and criteria of efficiency and optimality of equally distributed systems of competitive interacting processes in conditions of unlimited and limited parallelism are obtained.

Scalability, asynchronous mode, synchronous mode, distributed process, competitive process, program resource, equally distributed system, stationary system, limited parallelism, unlimited parallelism.

Информация об авторе

Павлов Павел Александрович, кандидат физико–математических наук, доцент кафедры высшей математики и информационных технологий Полесского государственного университета. Область научных интересов: сосредоточенная, распределенная, макроконвейерная обработка параллельных вычислительных процессов. E-mail: pin2535@tut.by.

Pavlov Pavel Aleksandrovich, candidate of physical and mathematical sciences, senior lecturer of the department of higher mathematics and information technology of Palesky state university, pin2535@tut.by. Area of research: concentrated, distributed processing of parallel computational processes.

СКВОЗНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ВЕТВЯЩИХСЯ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ С УЧЁТОМ СЛУЧАЙНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

© 2010 А. С. Филатьев, О. В. Янова

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского

Рассмотрена задача оптимизации ветвящихся траекторий космических транспортных систем с учётом случайных атмосферных возмущений (вариаций термодинамических параметров и ветра) и ограничений на допустимые области рассеивания точек падения отделяемых частей.

Космические транспортные системы, отделяемые части, ветвящиеся траектории, сквозная оптимизация, атмосферные возмущения, области падения.

Рассматривается задача сквозной оптимизации ветвящихся траекторий космических транспортных систем (КТС) при выведении полезной нагрузки на заданную орбиту. Основная ветвь траектории КТС соответствует активному участку выведения, боковые – движению отделяемых частей (ОЧ). На каждой ветви движение элементов КТС описывается нормальной системой обыкновенных дифференциальных уравнений [1]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t), \quad (1)$$

где \mathbf{x} – фазовый вектор, \mathbf{u} – вектор управления, t – время.

На управление и движение элементов КТС наложены ограничения $\mathbf{G}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \leq 0$. В начальной, конечной и, быть может, промежуточных точках ветвей заданы граничные условия. В точках ветвления выполняются условия «склейки», т.е. условия непрерывности радиус-вектора и вектора скорости, и закон сохранения массы. В качестве управления используется орт тяги. Функционалом Φ является масса, выводимая на заданную орбиту.

На всех участках полёта учитывается систематическая составляющая атмосферных возмущений. Случайные возмущения учитываются только на боковых ветвях - траекториях неуправляемого полёта ОЧ, где их влияние не может быть компенсировано системой управления и поэтому должно учитываться при формировании номинальной

траектории КТС. На области σ рассеивания точек падения ОЧ наложены ограничения: при заданном уровне вероятности P_k они должны принадлежать заданным множествам - допустимым полям падения:

$$\sigma \subset D_{\text{дон}}.$$

Таким образом, приходим к следующей задаче оптимизации ветвящихся траекторий КТС с континуумами (конусами) боковых ветвей (рис. 1): требуется найти такие функции управления, принадлежащие допустимой области $\mathbf{u}(t) \subset U$, чтобы функционал задачи Φ достигал максимума при заданных связях.

Для решения задачи используется принцип максимума Понтрягина для ветвящихся процессов [2, 3]. Для учёта случайных возмущений разработан метод, основанный на идее минимаксного подхода [4, 5].

Пусть L – отклонение точки падения ОЧ от номинальной \mathbf{r}_0 в направлении орта \mathbf{e}_L , принадлежащего местной горизонтальной плоскости.

Случайные возмущения $\Delta \mathbf{w}$ рассматриваются как воздействия игрока («природы»), имеющего антагонистические интересы по отношению к функционалу Φ . Пусть $\Delta \mathbf{w}$ задается каноническим разложением

$$\Delta \mathbf{w} = \mathbf{A}(\mathbf{x}) \cdot \mathbf{b}^T(\mathbf{x}) \cdot \xi,$$

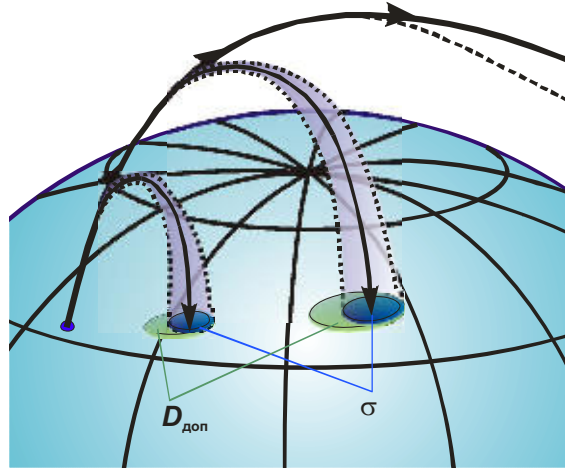


Рис. 1. Схема ветвящейся траектории

где $\mathbf{A}(\mathbf{x})$, $\mathbf{b}(\mathbf{x})$ – известные функции, ξ – вектор независимых случайных чисел с нормальным законом распределения. В этом случае ξ является вектором управления «природы». Приходим к игровой задаче, где оптимальное управление КТС $\mathbf{u}_{opt}(t)$ и вектор случайных параметров ξ_{opt} определяются условием

$$\{\mathbf{u}_{opt}(t), \xi_{opt}\} = \arg \max_{\mathbf{u}} \min_{\xi} \Phi. \quad (2)$$

Для решения поставленной задачи делаются следующие предположения:

- вероятность совокупности случайных факторов задана;

- вектор оптимального управления «природы» ξ_{opt} (наихудший с точки зрения функционала Φ) соответствует максимальному смещению (промаху) L_{max} точки падения ОЧ от \mathbf{r}_0 в направлении \mathbf{e}_L ;

- вектор ξ_{opt} не зависит от \mathbf{u}_{opt} ;

- случайные возмущения малы, так что их влияние на промах L_{max} можно оценить формулой Блисса [6], линейной по ξ .

При сделанных предположениях задача определения ξ_{opt} может быть отделена от

$\mathbf{u}_{opt}(t)$. В этом случае для решения используется итерационная процедура, на каждой итерации которой определяются $\mathbf{u}_{opt}(t)|_{\xi=fix}$ и $\xi_{opt}|_{\mathbf{u}=fix}$.

Задача определения $\mathbf{u}_{opt}(t)|_{\xi=fix}$ решается в соответствии с принципом максимума

$$\mathbf{u}_{opt} = \arg \max_{\mathbf{u}(t) \in U} H, \quad (3)$$

где $H = \Psi^T \mathbf{F} + \lambda^T \mathbf{G}$, – гамильтониан системы (1), λ – вектор множителей Лагранжа, $\Psi = \{\mathbf{P}, \mathbf{S}, P_m\}^T$ – сопряжённый вектор с координатами, соответствующими радиус-вектору \mathbf{r} , вектору скорости \mathbf{v} и массе m :

$$\dot{\Psi} = - \left(\frac{\partial H}{\partial \mathbf{x}} \right)^T, \quad (4)$$

где граничные условия задаются в соответствии с [1]-[3].

Процедура определения $\xi_{opt}|_{\mathbf{u}=fix}$ сводится к следующему. В соответствии с (2):

$$\xi_{opt} = \arg \min_{\xi \in I_{\sigma}} \Phi(\xi) = \arg \max_{\xi \in I_{\sigma}} L(\xi), \quad (5)$$

где I_{σ} – множество, определяемое заданным уровнем вероятности.

В соответствии с формулой Блисса [6]:

$$L_{\max} = \max_{\xi \in I_{\sigma}} L(\xi) = \mathbf{L}_{\xi}^T \xi_{opt},$$

$$\mathbf{L}_{\xi}^T = \int_{t_i}^{t_f} \Psi_L^T(t) \Big|_{\xi=0} \cdot \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \xi} dt. \quad (6)$$

Здесь $\Psi_L(t) = \{\mathbf{P}_L, \mathbf{S}_L, P_{mL}\}^T$ – решение сопряжённой системы при $\xi = 0$ с условием трансверсальности на правом конце ветви в виде

$$\mathbf{P}_L(t_f) = \mathbf{e}_L - \frac{\mathbf{e}_L^T \mathbf{e}_v}{\mathbf{e}_R^T \mathbf{e}_v} \cdot \mathbf{e}_R, \quad \mathbf{S}_L(t_f) = 0, \quad P_{mL} = 0, \quad (7)$$

где \mathbf{e}_R – орт из центра Земли в номинальную точку падения ОЧ, \mathbf{e}_v – орт скорости.

Индекс $()_L$ в (6), (7) используется для того, чтобы подчеркнуть зависимость сопряжённого вектора от \mathbf{e}_L .

Пусть множество случайных возмущений $\mathbf{I}_{\sigma} = \{\xi : \|\xi\| \leq \kappa_{\sigma}\}$ – гипершар с радиусом κ_{σ} , определяемым заданной вероятностью событий P_k .

Тогда получаем ξ_{opt} в явном виде:

$$\xi_{opt} = \frac{\kappa_{\sigma}}{\|\mathbf{L}_{\xi}\|} \mathbf{L}_{\xi}.$$

Физический смысл ξ_{opt} состоит в том, что он задаёт критический (расчётный) профиль возмущений $\Delta \mathbf{w}(\mathbf{x}, \xi_{opt})$ для исследуемого объекта.

Рассмотрим вопрос об обосновании выбора \mathbf{e}_L . Очевидно, что для этого можно руководствоваться критерием, аналогичным (5):

$$\mathbf{e}_L = \arg \min(L_{\partial on}(\mathbf{e}_L) - L_{\max}(\mathbf{e}_L)),$$

где $L_{\partial on}(\mathbf{e}_L)$ – удаление границы допустимой области D от \mathbf{r}_0 в направлении вектора \mathbf{e}_L .

Если вращать орт \mathbf{e}_L вокруг точки \mathbf{r}_0 в местной горизонтальной плоскости, то $L_{\partial on}(\mathbf{e}_L)$ описывает границу допустимого района па-

дения D , а $L_{\max}(\mathbf{e}_L)$ – области рассеивания точек падения ОЧ σ (для заданной P_k).

При этом отметим, что для построения области рассеивания ОЧ в соответствии с предлагаемым методом интегрирование возмущённых траекторий и сопряжённой системы (4), (7) для «веера» направлений \mathbf{e}_L не требуется. Действительно, во-первых, возмущение фазовых переменных (отклонение точки падения ОЧ от \mathbf{r}_0) оценивается по формуле Блисса (6), в которую входят фазовые переменные только для номинальной (невозмущённой $\xi = 0$) траектории. Во-вторых, в силу линейности (4) по Ψ (на неуправляемых траекториях ОЧ \mathbf{u} не зависит от Ψ) интегрирование сопряжённой системы (4) для граничных условий (7), варьируемых вслед за изменением \mathbf{e}_L , может быть заменено линейным преобразованием с переходной матрицей. Эта матрица известна также из номинального решения фазовой и сопряжённой систем [7]. В целом предлагаемый подход позволяет сократить объём вычислений в $10^5 \div 10^7$ раз по сравнению, например, с широко распространённым методом Монте-Карло.

Разработанный метод реализован в новой версии программного комплекса ASTER [7]. Эффективность его применения апробирована на примере оптимизации выведения трёхступенчатой ракеты-носителя (РН) типа «Протон» на низкую околоземную орбиту в условиях ветровых возмущений. На рис. 2 показаны оптимальные программа управления углом тангажа РН и критические профили ветра $\Delta \mathbf{w}(\mathbf{x}, \xi_{opt})$ для ОЧ первой ступени. На рис. 3 показаны граница области рассеивания точек падения ОЧ, рассчитанная в соответствии с предложенным методом для $P_k = 0,9973$ для старта в декабре, и точки падения, полученные в результате статистического моделирования 100000 траекторий падения ОЧ по методу Монте-Карло.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 09-08-01-140), которому авторы выражают свою благодарность.

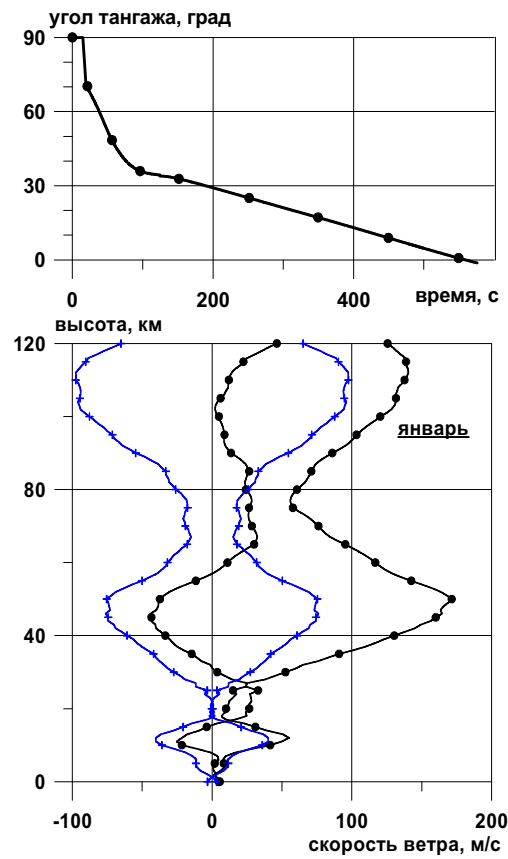


Рис. 2. Программа изменения угла тангажа РН и критические профили ветра, «наихудшие» для смещения точки падения ОЧ в плоскости ортодромии (—●—) и в ортогональной ей плоскости (—+—)

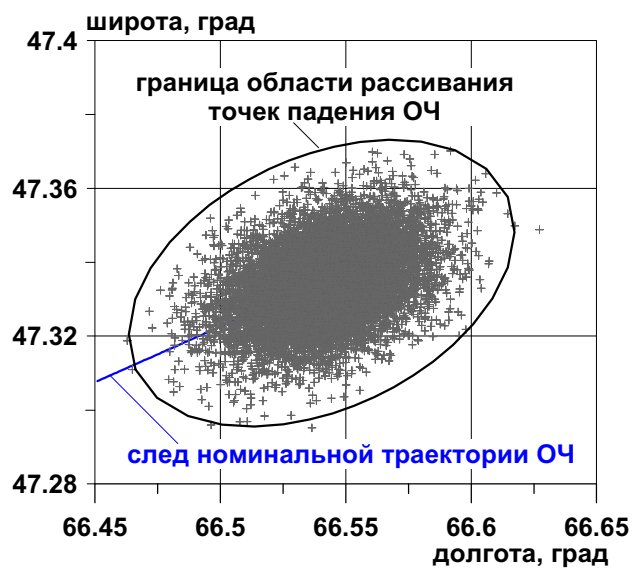


Рис. 3. Область рассеивания точек падения ОЧ в условиях ветровых возмущений, рассчитанная для уровня вероятности $P_k=0,9973$

Библиографический список

1. Филатьев А. С. Оптимальный запуск искусственного спутника Земли с использованием аэродинамических сил // Космические исследования, т.29, вып. 2. - 1991. - С. 255-271.
2. Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкrelidze Р. В., Мищенко Е. Ф. Математическая теория оптимальных процессов. - М.: Наука, 1969.
3. Filatyev, A. S. Optimization of Branched Trajectories for Aerospace Transport Systems. ICAS-94-5.2.3, 19th ICAS Congress, 1994, Anaheim CA, USA.
4. Малышев В. В., Кибзун А. И. Анализ и синтез высокоточного управления летательными аппаратами. - М.: Машиностроение, 1987.
5. Ярошевский В. А., Кузьмин В. П. Оценка предельных отклонений фазовых координат динамической системы при случайных возмущениях. - М.: Наука, 1995.
6. Bliss G. A. Mathematics for Exterior Ballistics. N. Y., 1944.
7. Filatyev, A. S. and Yanova, O. V. ASTER Program Package for the Thorough Trajectory Optimization, AIAA 2001-4391, 41st AIAA GN&C Conference, 2001, Montreal, Canada.

References

1. Filatyev, A. S. Optimal launch of an artificial Earth satellite with the use of Aerodynamic Forces, Cosmicheskie Issledovaniya, V. 29, Issue 2, pp. 255-271.
2. Pontryagin, L. S., Boltyansky, V. G., Gamkrelidze, R. V., Mishchenko, Ye. F. Mathematical Theory of Optimal Processes, Moscow.: Nauka, 1969.
3. Filatyev, A. S. Optimization of Branched Trajectories for Aerospace Transport Systems. ICAS-94-5.2.3, 19th ICAS Congress, 1994, Anaheim CA, USA.
4. Malyshev, V. V., Kibzun F. I. Analysis and synthesis of high-precision aircraft control. Moscow: Mashinostroyeniye, 1987.
5. Yaroshevsky, V. A. Kuzmin V. P. Estimation of limit deviations of a dynamic system's phase coordinates caused by random disturbances. Moscow, Nauka, Publishing Company Fizmatlit, 1995.
6. Bliss, G. A. Mathematics for Exterior Ballistics. N. Y., 1944.
7. Filatyev, A. S., Yanova, O. V. ASTER Program Package for Thorough Trajectory Optimization, AIAA 2001-4391, 41st AIAA GN&C Conference, 2001, Montreal, Canada.

**THROUGH OPTIMIZATION OF BRANCHING TRAJECTORIES
IN VIEW OF RANDOM DISTURBANCES**

© 2010 A. S. Filatyev, O. V. Yanova

Central Aerohydrodynamics Institute named after professor N. Ye. Zhukovsky

The problem of through optimization of branching spatial trajectories of space transportation systems is considered in view of random atmospheric disturbances (variations of thermodynamic parameters and wind) and constraints on admissible areas of dispersion of separated parts fall points.

Space transportation systems, separated parts, branching trajectories, through optimization, atmospheric disturbances, areas of fall.

Информация об авторах

Филатьев Александр Сергеевич, руководитель программы аэрокосмических исследований ФГУП «ЦАГИ», доктор технических наук, Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского». Область научных интересов: динамика и управление движением летательных

аппаратов, методы оптимизации, выведение и вход в атмосферу космических летательных аппаратов. E-mail: filatyev@tsagi.ru.

Янова Ольга Васильевна, ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук, Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского». Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов, методы оптимизации, выведение космических летательных аппаратов. E-mail: yanova@progtech.ru.

Filatyev Alexander Sergeevitch, head of Aerospace Department, doctor of technical science (Eng.), Central Aerohydrodynamic Institute, filatyev@tsagi.ru. Area of research: flight dynamics and control, optimization methods, aerospace vehicle ascent and reentry.

Yanova Olga Vassilievna, Leading Research Scientist, candidate of technical science, Central Aerohydrodynamic Institute, yanova@progtech.ru. Area of research: flight dynamics and control, optimization methods, aerospace vehicle ascent.

УДК 658.512

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА

© 2010 И. Г. Абрамова¹, Д. А. Абрамов²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

²ТЮФ Райнланд. Сертификация медицинской техники

Рассматриваются вопросы выбора параметров системы подготовки производства при разработке конструкторско-технологической документации на предприятии машиностроения, по которым возможно провести регулирование и оценку её эффективности. Выбор основан на анализе системы с позиции процессного подхода и представлении её, как сложной, организационной системы.

Конструкторско-технологическая подготовка производства, сложная система, организационная система, процессный подход, объектные области, параметры.

Система конструкторско-технологической подготовки производства (КТПП) относится к классу открытых, организационных, сложных систем. При внедрении новых информационных технологий в подготовку производства, к каким относится PDM-система (Product Data Management – управление данными об изделии, Project Data Management – управление данными проекта, система управления производственной информацией), развитие системы КТПП необходимо оценивать с позиции процессного подхода, учитывать многогранность, принадлежность её к различным классам.

Характеризуя подготовку производства как открытую, сложную систему, можно отметить, что понятие «подготовка» (как и «производство») представляет собой потоки, сформированные с помощью человека, и рабочие места (РМ) обработки этих потоков, служащие для получения продукции. Потоки модели подготовки и производства (рис. 1), как модели «чёрного ящика», показывают связи внешней и внутренней среды, а также отображают принадлежность к объектным областям сложной системы.

В системе КТПП в качестве объекта «Продукт» можно рассматривать: изготавливаемое изделие – опытный образец, штамповую оснастку, инструмент, комплекты конструкторской (КД), технологической документации (ТД) и др. Поэтому параметрами системы КТПП при

разработке проектов конструкторско-технологической документации (КТД) могут быть: количество номенклатурных единиц продукции или количество комплектов КТД, количество листов «Извещение об изменении» (ИИ), выпущенных за год, и др.

Объект «Процесс» может быть охарактеризован параметром: время действия процесса, т.е. время, затрачиваемое на разработку комплекта КТД или в целом на проект КТД каждой номенклатурной единицы изделия.

Объект «Ресурс» может быть охарактеризован параметрами: количество компьютерной техники, используемой в подразделениях КТПП: конструкторском бюро (КБ), технологическом отделе (ТО); количество инвестиций, затрачиваемых на программное обеспечение; численность персонала в подразделениях конструкторов и технологов и др.

Отразим параметры объектных областей в виде общих параметров системы КТПП (табл. 1).

Рассмотрим систему КТПП с позиций, характеризующих её многогранность в виде моделей организации: механистической; сложной иерархической системы; системы, построенной на разделении труда; системы как организации, реализующей концепцию заинтересованных групп [1]. На основе этих позиций выделим соответствующие параметры, позволяющие оценить эффективность системы (табл. 2).

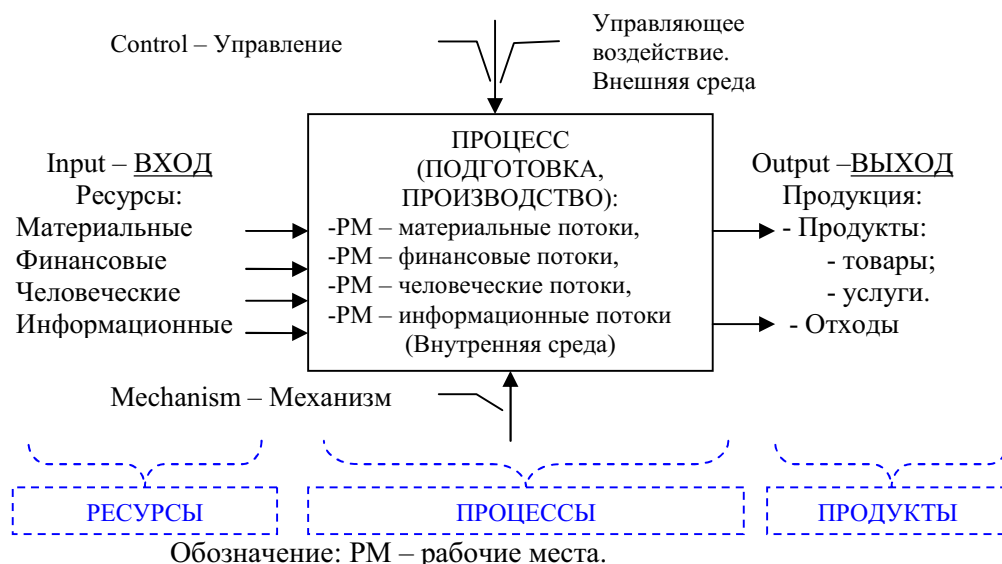


Рис. 1. Поток модели подготовки и производства, модель «чёрного ящика»

Таблица 1. Общие параметры КТПП

Вид объекта	№ п/п	Наименование параметра / показателя	Обозначение	Единица измерения
Продукт	1	Производственная программа выпуска всех изделий за год	$N_{\text{год}}$	Шт./год
	2	Себестоимость валовой продукции (фактическая)	$C_{\text{год}}$	Тыс. руб.
	3	Номенклатурный план производства или план по разработке комплектов КТД	$N_{\text{ном}} = N_{\text{КТД}}$	Шт./год
	4	Относительное количество изготавливаемых изделий на единицу номенклатуры (один комплект КТД)	$\eta = N_{\text{год}}/N_{\text{КТД}}$	Шт.
	5	План выпуска изделия определённого наименования	N_1	Шт.
	6	Количество листков извещений об изменении (ИИ), за год в КБ, в ТО	ИИ	Шт.
	7	Количество листков ИИ на 1 изделие конкретного наименования	$ИИ_1$	Шт.
Процесс	8	Длительность цикла КТПП, мес.	$T_{\text{ц}}$	Мес.
Ресурс	9	Количество штатных сотрудников в КБ – конструкторы	$m_{\text{к}}$	Чел.
	10	Количество штатных сотрудников в ТО – технологи	$m_{\text{т}}$	Чел.
	11	Количество штатных сотрудников в КБ и ТО, Итого:	$m = m_{\text{к}} + m_{\text{т}}$	Чел.
	12	Стоимость нормо-часа конструктора	$C_{\text{н-ч к}}$	Руб./ч
	13	Стоимость нормо-часа технолога	$C_{\text{н-ч т}}$	Руб./ч
	14	Стоимость нормо-часа средняя (констр.–технолог)	$C_{\text{н-ч ср}}$	Руб./ч
	15	Количество ПЭВМ в КБ	$n_{\text{кб}}$	Шт.
	16	Количество ПЭВМ в ТО	$n_{\text{то}}$	Шт.
	17	Количество ПЭВМ в КБ и ТО, Итого:	$n_{\text{пэвм}}$	Шт.
	18	Затраты на инвестиции в программное обеспечение, IT-технологии в год	$Z_{\text{по}}$	Тыс. руб.

Таблица 2. Взаимосвязь параметров системы КТПП с моделями организаций

Название модели	1. Механистическая организация	2. Организация как коллектив, построенный на разделении труда	3. Сложная иерархическая система	4. Организация, реализующая концепцию заинтересованных групп
Критерии эффективности	Отношение результатов к затратам	Экономическая эффективность с учётом факторов управления трудом	Системная целесообразность	Социально-экономическая ориентация (баланс интересов)
Потенциальные «критерии эффективности» в рамках деятельности КТПП	<p><i>Механистическая роль системы – человек как механизм, исполняющий свою функцию.</i></p> <p><i>Результаты КТПП ($R_{КТПП}$): виртуальная прибыль от внедрения новых IT-технологий – программного обеспечения (ПО) при разработке проекта КД+ТД, т.е. «упущенная выгода» при отказе инвестирования в ПО.</i> <i>Затраты:</i> – затраты на фонд оплаты труда (ФОТ) $Z_{ФОТ}$; – затраты на инвестирование средств IT-технологий (PDM-систем, т.е. в целом затраты на программное обеспечение): $Z_{ПО}$. $Z_{\Sigma} = Z_{ФОТ} + Z_{ПО}$</p>	<p><i>Мотивация деятельности конструкторов, технологов на основе доплат за счёт повышения производительности труда от используемых ими новых информационных технологий.</i></p> <p><i>Распределение прибыли от внедрения PDM среди участников проекта.</i></p> <p><i>Результаты КТПП ($R_{КТПП}$): виртуальная прибыль от внедрения новых технологий при разработке проекта КД+ТД, т.е. потеря возможного сокращения фонда оплаты труда от сокращения сроков проектирования.</i> <i>Затраты:</i> – затраты на фонд оплаты труда конструкторов, технологов ($Z_{ФОТ-К}$, $Z_{ФОТ-Т}$), управленцев ($Z_{ФОТ-упр}$), исполнителей ($Z_{ФОТ-исп}$).</p>	<p><i>Оценка целесообразности затрат на внедрение PDM-системы производится по критерию достаточности размера затрат на информационные технологии.</i></p> <p><i>Результаты КТПП ($R_{КТПП}$): «упущенная выгода» при отказе от интеграции функций КТПП.</i> <i>Затраты:</i> – показатель затрат на IT-технологии как доли от оборота компании (или как доли от себестоимости произведенной продукции) и – показатель доли затрат на IT-технологии на одного работающего; – оценка уровня развития системы КТПП по показателю «вектор уровня управления системы».</p>	<p><i>Отказ от инвестиций в «свою репутацию» грозит потерей рынка сбыта, т. е. в качестве критерия эффективности – величина «упущенной выгоды» при отказе инвестирования проекта.</i></p> <p><i>Результаты КТПП ($R_{КТПП}$): «упущенная выгода», которую возможно было получить за счёт увеличения выпуска продукции – заказов при сокращении сроков внедрения новых технологий (PDM), но не полученную из-за отказа в инвестировании.</i> <i>Затраты:</i> – затраты на фонд оплаты труда, $Z_{ФОТ}$; – затраты на программное обеспечение (в т.ч. на PDM – систему), $Z_{ПО}$.</p>
Составляющие эффективности	$R_{КТПП}$, $Z_{ФОТ}$, $Z_{ПО}$	$R_{КТПП}$, $Z_{ФОТ-К}$, $Z_{ФОТ-Т}$, $Z_{ФОТ-упр}$, $Z_{ФОТ-исп}$	$R_{КТПП}$, $Z_{ПО}$, $C_{\Sigma_{од}}$, m	$R_{КТПП}$, $Z_{ФОТ}$, $Z_{ПО}$
Параметры системы КТПП	m_K , m_T , $C_{н-ч К}$, $C_{н-ч Т}$, $T_{Ц}$, $N_{КТД}$, $Z_{ПО}$	m_K , m_T , $C_{н-ч К}$, $C_{н-ч Т}$, $m_{упр}$, $m_{исп}$, $C_{н-ч упр}$, $C_{н-ч исп}$, $T_{Ц}$, $N_{КТД}$, $Z_{ПО}$	m_K , m_T (m), $Z_{ПО}$, $T_{Ц}$, $N_{КТД}$, ИИ	m_K , m_T , $C_{н-ч К}$, $C_{н-ч Т}$, $T_{Ц}$, $N_{КТД}$, $Z_{ПО}$

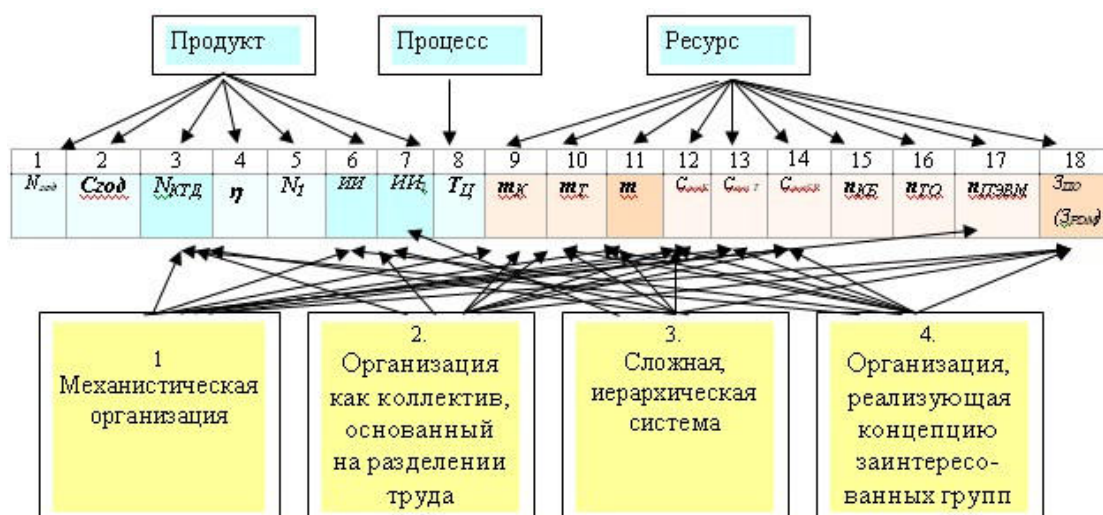


Рис. 2. Классификация общих параметров системы КТПП

Взаимосвязь общих параметров системы КТПП, моделей систем и объектных областей показана на классификационной схеме (рис. 2).

Необходимо заметить, что некоторые параметры являются *косвенными* для системы КТПП. Они характеризуют производство, его серийность. По ним можно оценить условия работы конструкторов, технологов, нормировщиков и других работников КТПП в системе управления предприятием, значимость их работы, как доли труда в себестоимости произведённой продукции.

К таким параметрам относятся:

– производственная программа выпуска всех изделий за год, $N_{год}$;

– себестоимость валовой продукции, $C_{год}$;

– относительное количество изготавливаемых изделий на единицу номенклатуры (один комплект КТД), $\eta = N_{год}/N_{КТД}$;

– план выпуска изделия определенного наименования, N_1 .

Косвенные параметры не участвуют непосредственно в расчёте затрат, дохода, эффективности новшеств в системе КТПП, и поэтому они не относятся к основным. Выделим из общих параметров основные, которые характеризуют систему КТПП как целостную, не разделяя её на подвиды систем конструкторской и технологической подготовки: 1 – $N_{КТД}$, 2 – ИИ, 3 – $T_{Ц}$, 4 – m , 5 – $C_{ин-чср}$, 6 – $пгэвм$, 7 – $Z_{по}$.

Для отбора ключевых параметров с целью их использования в оценке уровня управления системой КТПП в различные периоды времени применим метод отбора параметров по степени их влияния на определённый результат, которого стремится достичь система КТПП. Целевой функцией системы КТПП является срок выполнения проекта, поэтому система должна считаться эффективной при выполнении проектов КТД в наиболее короткие сроки. Срок подготовки производства напрямую влияет на получение прибыли предприятием, и поэтому при выполнении отбора параметров по степени важности на сокращение сроков подготовки подразумевается их отбор по степени важности на получение прибыли предприятием.

При использовании метода экспертных оценок для ранжирования параметров по степени их влияния на сроки подготовки приведём требования (табл. 3), которыми руководствуются при расчёте весовых коэффициентов каждого из параметров по соответствующему ему показателю.

Для определения ключевых параметров системы рассмотрим различные мнения или точки зрения на развитие системы КТПП:

вариант 1 – мнение – позиция № 1: высокие результаты КТПП и высокая прибыль предприятия достигаются за счет использования кадрового ресурса с незначительными инвестициями технической поддержки (т.е. «все решают люди»);

Таблица. 3 Показатели системы подготовки производства и требования к ним

Показатель		Требование	
h_1	Количество комплектов КТД, $N_{КТД}$, шт.	– максимально возможный выпуск КТД	$h_1 = N_{КТД} \rightarrow \max$
h_2	Длительность цикла КТПП, $T_{Ц}$, мес.	– сокращение длительности	$h_2 = T_{Ц} \rightarrow \min$
h_3	Численность КТПП, m , чел.	– минимальная численность	$h_3 = m \rightarrow \min$
h_4	Часовая тарифная ставка, средняя для конструкторов и технологов, $C_{н-ч}$, руб./ч	– максимальная часовая тарифная ставка	$h_4 = C_{н-ч} \rightarrow \max$
h_5	Количество выпущенных листов «Извещение об изменении» в год, ИИ, шт.	– минимальное число листов ИИ	$h_5 = ИИ \rightarrow \min$
h_6	Затраты на программное обеспечение (ПО), $Z_{ПО}$, руб.	– минимальные затраты на ПО	$h_6 = Z_{ПО} \rightarrow \min$
h_7	Количество ПЭВМ, $K_{ПЭВМ}$, шт.	– максимальное и достаточное количество компьютеров	$h_7 = K_{ПЭВМ} \rightarrow \max$
h_8	Протокол несоответствия выпускаемой продукции, П, шт.	– отсутствие протоколов	$h_8 = П = 0$

вариант 2 – мнение – позиция № 2: высокие результаты КТПП и высокая прибыль предприятия достигаются за счет использования инвестиций в техническую поддержку, кадровый ресурс малозначим (т.е. «все решают деньги»);

вариант 3 – мнение – позиция № 3: высокие результаты КТПП и высокая прибыль предприятия достигаются за счет использования кадрового ресурса и инвестиций в техническую поддержку в равной степени (т.е. «компромисс»).

В ходе составления матрицы приоритетов в соответствии с тремя вариантами по мнениям-позициям были выявлены области распределения оценок. Параметры оценивались на основании принятой шкалы отношений: 1 – равнозначность факторов, 3 – доминирование одного фактора над другим, 5 – сильное доминирование одного фактора над другим. В результате моделирования областей оценок в матрице приоритетов по трем вариантам было обработано 19 моделей и получены результаты весовых коэффициентов W_i по каждому параметру. Среднее значение весовых коэффициентов всех моделей (табл. 4) определяет значение каждого параметра в системе и его влияние на её эффективность.

Из всех возможных параметров отбираем те, которые отражают классификацию объектов и потоков модели «чёрного ящика» (рис. 3). По

соответствующему потоку выбираем параметры с максимальным значением $W_{ср}$.

«Вход-продукт» = {ИИ} = $\max \{0,045\} = 0,045 \in ИИ$.

«Выход-продукт» = $\{N_{КТД}\} = \max \{0,366\} = 0,366 \in N_{КТД}$.

«Процесс» = $\{T_{Ц}\} = \max \{0,214\} = 0,214 \in T_{Ц}$.

«Механизм-ресурс»:

– людской («все решают люди») = $\{m, C_{н-ч}\} = \max \{0,108; 0,070\} = 0,108 \in m$;

– инвестиционный («все решают деньги») = $\{K_{ПЭВМ}, Z_{ПО}\} = \max \{0,008, 0,189\} = 0,189 \in Z_{ПО}$.

Механизмом исполнения выступает овеществлённый и неовеществлённый ресурс. Поэтому параметры механизма разделены по указанному признаку.

Таблица 4. Средние значения весовых коэффициентов в порядке убывания

№ п/п	Параметр системы	$W_{ср}$
1	$N_{КТД}$	0,366
2	$T_{Ц}$	0,214
3	$Z_{ПО}$	0,189
4	m	0,108
5	$C_{н-ч}$	0,070
6	ИИ	0,045
7	$K_{ПЭВМ}$	0,008

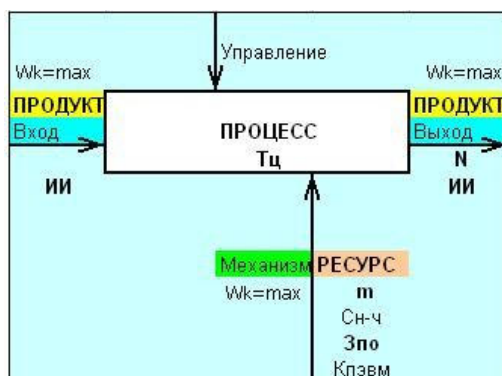


Рис 3. Распределение параметров системы КТПП по объектным областям

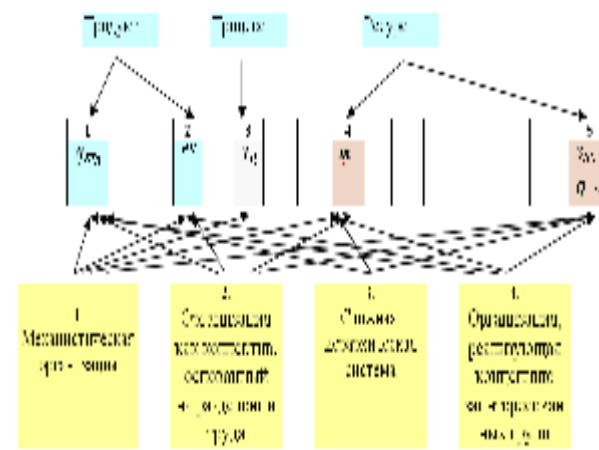


Рис. 4. Ключевые параметры системы КТПП

На основе приведённой методики выбора параметров системы КТПП принимаем, что её ключевыми параметрами являются следующие (рис. 4.):

1 – $N_{ктд}$, 2 – $T_{ц}$, 3 – m , 4 – ИИ, 5 – $Z_{по}$.

Методика отбора параметров на основе процессного подхода позволяет сократить большое число общих параметров (табл. 1, рис. 2) и довести их до минимального

количества ключевых параметров (рис. 4), наиболее значимых и влияющих на получение прибыли предприятием, что, в свою очередь, позволит облегчить математический аппарат, используемый в дальнейшем при оценке уровня развития системы КТПП.

Библиографический список

1. Мухин, В. И. Исследование систем управления [Текст]: учебник / В. И. Мухин. – М.: Издательство «Экзамен», 2006.

References

1. Mukhin, V. I. Study of managerial systems: textbook / V. I. Mukhin. – Moscow: Publishing house “Examination”, 2006.

CHOICE OF PARAMETERS OF AN ENGINEERING PRODUCTION PREPARATION SYSTEM

© 2010 I. G. Abramova¹, D. A. Abramov²

¹Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

²Medical Device Services Product Safety and Quality TUV Rheinland Japan Ltd

The paper deals with choosing parameters of a production preparation system when preparing engineering documentation at a mechanical engineering enterprise. The parameters chosen should make it possible to assess and control the system's efficiency. The choice is based on the system's analysis using the process approach and presenting the system as a complex organizational one.

Engineering production preparation, complex system, organizational system, process approach, object areas, parameters.

Информация об авторах

Абрамова Ирина Геннадьевна, доцент, кандидат технических наук, кафедра производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), abi_ssau@inbox.ru. Область научных интересов: управление производственными процессами в едином информационном пространстве.

Абрамов Дмитрий Александрович, управляющий проектом, TÜV Райнланд. Сертификация медицинской техники, dmitry.abramov@jpn.tuv.com. Область научных интересов: сертификация продукции.

Abramova Irina Gennadievna, associate professor, candidate of technical science, department “Aircraft engine production”, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), abi_ssau@inbox.ru. Area of research: production processing management in the unit information space.

Abramov Dmitry Aleksandrovich, project manager, Medical Device Services Product Safety and Quality TUV Rheinland Japan Ltd, dmitry.abramov@jpn.tuv.com. Area of research: production certification.

СИСТЕМА ОЦЕНКИ СОГЛАСОВАННОСТИ КОНСТРУКЦИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ С ТЕХНОЛОГИЕЙ ПРЕДПРИЯТИЯ- ИЗГОТОВИТЕЛЯ НА ЭТАПЕ ОСВОЕНИЯ

© 2010 Г. Х. Ирзаев

Дагестанский государственный технический университет

Предлагается система показателей, оценивающих согласованность конструкции радиоэлектронного средства с технологическими условиями предприятия-изготовителя на этапе освоения изделия. Результаты позволяют оценить технологичность изделия, преемственность технологических решений и определить направления дальнейшего совершенствования конструкции в целях сокращения производственных затрат.

Радиоэлектронное средство, технологичность конструкции, преемственность технологии, технологическая подготовка производства, освоение, предприятие-изготовитель.

Снижение затрат на подготовку и освоение выпуска радиоэлектронных средств (РЭС), сокращение длительности проектирования и технологической подготовки производства новых изделий требуют не только совершенствования процесса выполнения серийно-конструкторских работ, но и интеграции разработчика с предприятием-изготовителем для постоянного тесного взаимодействия по решению вопросов согласования конструкции РЭС с технологией изготовления. В алгоритме принятия решений по совершенствованию конструкции и технологии РЭС, повышению их качества и надёжности используются две взаимосвязанные системы показателей: технологичности и организационно-технического уровня действующего производства. Задачей управления процессом обеспечения технологичности РЭС является установление приемлемого соответствия уровня технологичности изделия организационно-техническому и технологическому уровню производства. Эти вопросы сегодня слабо структурированы и нуждаются в более глубокой проработке.

В радиоэлектронной промышленности и приборостроении сложились и ныне действуют две схемы организации конструкторской подготовки производства: совмещение функций разработчика и изготовителя РЭС на одном предприятии и специализация предприятия только на разработке либо серийном изготовлении

продукции. Техническая разобщённость научно-исследовательских и проектно-конструкторских организаций, с одной стороны, и серийных предприятий, с другой, проявляется в разработке РЭС без должной привязки к конкретным производственным условиям предприятия-изготовителя и, как правило, без его участия, что приводит к удорожанию реализации проектов. Технологичность конструкций изделий (ТКИ) может быть недостаточно отработана также из-за неупорядоченности взаимосвязей, отсутствия координации совместных планов работ, несогласованности действий разработчика и конструкторско-технологических подразделений серийного предприятия в процессе освоения изделий.

Внедрение конструкторской документации (КД) и технологическая подготовка производства нового изделия на предприятии-изготовителе – важный этап для освоения и успешного налаживания процессов стабильного серийного производства, который включает в себя целый комплекс взаимосвязанных работ, состав и последовательность выполнения которых зависят от специфики конструкций РЭС и типа производства [1, 2]. Технологическая подготовка производства на предприятии-изготовителе начинается не позднее, чем на стадии технического проекта нового изделия. Практически активно включиться в отработку изделия на технологичность изготовитель может на

стадии разработки рабочей документации. Этап характеризуется активным согласованием конструкции с технологией изготовления, в результате которого вырабатывается компромиссное решение, приемлемое как для конструкторов, так и для технологов, а также проектированием и изготовлением средств технологической оснастки (СТО). Одним из важных источников информации об уровне технологичности изделий установившейся серии является статистика по извещениям об изменениях КД и технологической документации (ТД). Блок-схема отработки технологичности конструкций РЭС на этапе освоения и технологической подготовки производства показана на рис. 1.

В этих условиях необходимо находить достаточно рациональные формы организационно-технических связей и последовательной функциональной преемственности между опытным проектированием и хорошо отлаженным серийным производством в решении проблем внедрения последних научно-технических достижений, снижения затрат на подготовку и освоение серийного выпуска РЭС. Несомненно, разработка системы показателей, оценивающих согласованность конструкции РЭС с технологией изготовителя, способствует сокращению потерь времени и материальных средств на адаптацию проекта к условиям производства.

При отработке технологии изготовления в системе «изделие – технологический процесс» наблюдаются значительные колебания динамических процессов, существенно влияющие на качество изделия и его себестоимость. Для оценки влияния этих процессов на технологичность и степень согласованности конструкции РЭС со сложившимися на предприятии технологическими условиями целесообразно разработать оценочную систему, в основу которой заложен принцип преемственности существующей технологии, включая типовые технологические процессы предприятия-изготовителя, по отношению к вновь осваиваемым изделиям. Предлагаемая

система оценки включает в себя следующие показатели:

1. Коэффициент согласованности по деталям

$$K_{s1} = \frac{D_m - D_k}{D_m}, \quad (1)$$

где D_m – общее количество типоразмеров деталей в РЭС; D_k – количество типоразмеров деталей, изготовление которых сопряжено с освоением новой технологии.

2. Коэффициент согласованности по сборочным единицам

$$K_{s2} = \frac{R_t}{R_t + R_k} K_l, \quad (2)$$

где R_t – количество наименований сборочных единиц в изделии, для сборки которых используются типовые технологические процессы, освоенные для данного типа РЭС; R_k – количество наименований оригинальных сборочных единиц в изделии, для сборки которых требуется освоение новых технологических процессов; K_l – нормативный коэффициент сложности сборки РЭС, получаемый путём сравнения трудоёмкости сборочных работ в данном изделии T с трудоёмкостью сборочных работ в аналоге T_a : $K_l = T/T_a$.

3. Коэффициент согласованности по настройке

$$K_{s3} = \frac{F_t}{F_t + F_k} K_c, \quad (3)$$

где F_t – количество наименований функциональных узлов, которые могут быть настроены в соответствии с имеющимися для данного типа РЭС типовыми технологическими процессами; F_k – количество наименований функциональных узлов, настройка которых требует организации новых рабочих мест; K_c – нормативный коэффициент сложности настройки изделия, рассчитываемый аналогично K_l в формуле (2) и характеризующий относительное изменение трудоёмкости настроечных работ в изделии.

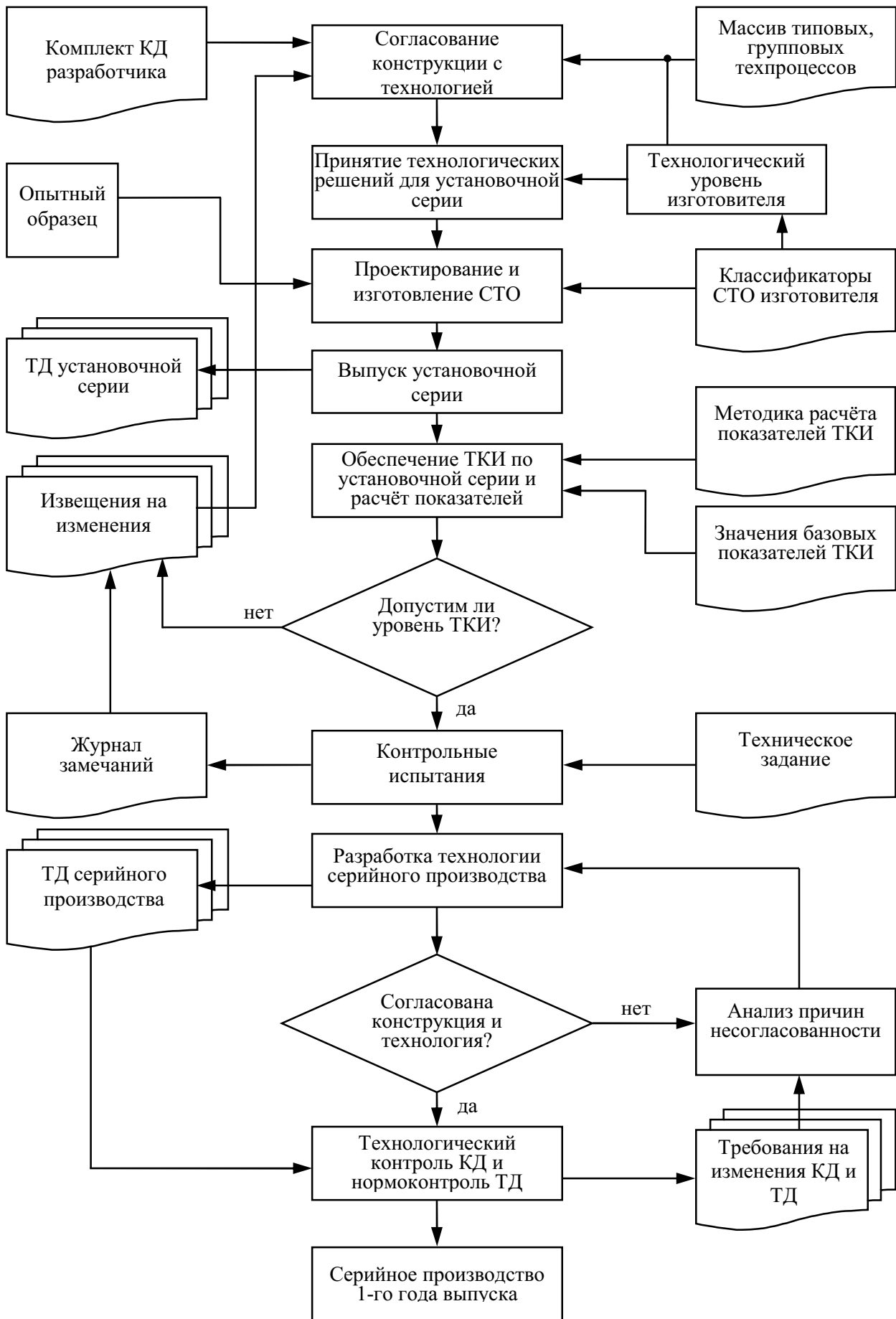


Рис. 1. Блок-схема обработки технологичности РЭС на этапах освоения и технологической подготовки производства

4. Коэффициент согласованности по технологической оснастке

$$K_{s4} = \frac{Z_t}{Z_t + Z_k}, \quad (4)$$

где Z_t – количество наименований технологической оснастки, имеющейся на предприятии-изготовителе и пригодной для изготовления нового РЭС; Z_k – количество наименований вновь разрабатываемой технологической оснастки, необходимой для изготовления нового РЭС.

5. Коэффициент согласованности конструкторской документации разработчика с технологией изготовителя

$$K_{s5} = 1 - \frac{\sum_{i=1}^4 n_i b_i}{N}, \quad (5)$$

где n_i – количество изменений i -й категории сложности, вносимых в КД при производственно-технологической обработке конструкции РЭС; b_i – коэффициент значимости i -й категории сложности изменений, определяемый по предварительному согласованию с экспертами и исходя из усреднённых трудовых и материальных затрат на реализацию изменений в серийном производстве; N – объём КД на изделие, измеряемый в листах формата А4; i – категория сложности вносимых в КД изменений.

Рекомендуется разбить изменения на четыре категории: 1 – изменения носят уточняющий характер, т.е. устраняют незначительные описки, выносные, размерные линии, дополнительные размеры, небольшие поправки, не влияющие на конструкцию и технологию изготовления РЭС; 2 – изменения материалов, размеров, покрытий на неотчетливых деталях, замена комплектующих изделий, когда решение очевидно, не требует технологической подготовки производства, объём доработки оснастки и технологических процессов невелик; 3 – изменения в конструкции, размерах, материалах сложных деталей, требующие

изучения нескольких вариантов решений, проведения экспериментальных работ; 4 – изменения в конструкции, размерах, материалах сложных деталей, сборочных единиц, затрагивающие группу технологических процессов, в том числе сборку изделия и требующие проведения сложных расчётов, экспериментов, изготовления специальной оснастки, внедрения новой технологии, списания заделов.

Комплексный показатель согласованности конструкции осваиваемого РЭС с технологическими условиями предприятия-изготовителя выражается формулой средневзвешенной коэффициентов (1) – (5)

$$K_s = \frac{\sum_{i=1}^5 K_{si} d_i}{\sum_{i=1}^5 d_i},$$

где K_{si} – значение i -го частного коэффициента согласованности; d_i – вес i -го частного коэффициента, определяемый экспертным путём для конкретных условий производства изготовителя.

Если $K_s=1$, то технологию изготовления изделия можно считать полностью освоенной, поскольку благодаря тесной интеграции разработчика и изготовителя достигнута высокая согласованность конструкции с технологией. В противном случае требуется дальнейшая отработка конструкции изделия на технологичность и проведение дополнительной технологической подготовки производства.

Разработанная система оценки согласованности конструкции РЭС с технологическими условиями предприятия-изготовителя и оценки качества переданной ему документации позволяет судить о степени интеграции усилий разработчика и изготовителя по освоению изделия. Результаты методики помогают оценить технологическую рациональность изделия, возможность его изготовления при имеющихся в распоряжении предприятия трудовых, материальных, финансовых и других видах ресурсов, а также определить направления дальнейшего совершенствования того или иного конкретного типа и вида РЭС.

Библиографический список

1. Вейцман, Э. Д. Технологическая подготовка производства радиоэлектронной аппаратуры [Текст] / Э. Д. Вейцман, В. Д. Венбрин. – М.: Радио и связь, 1989.
2. Ирзаев, Г. Х. Методика экспертного прогнозирования технологичности современных электронных средств [Текст] / Г. Х. Ирзаев, А. П. Адамов, И. М. Ахматов // Проектирование и технология электронных средств. – 2004. – №2. – С. 6-11.

References

1. Veitsman, A. D. Technological mastering of radioelectronic equipment / A. D. Veitsman, V. D. Venbrin. – Moscow: Radio and Communication, 1989.
2. Irzayev, G. Kh. Methodology of expert prediction of technological effectiveness of modern electronic equipment / G. Kh. Irzayev, A. P. Adamov, I. M. Akhmatov // Design and technology of electronic equipment. – 2004. – No.2. – PP. 6-11.

SYSTEM FOR ASSESSING THE CONSISTENCY OF RADIOELECTRONIC DEVICE DESIGN AND THE MANUFACTURER'S TECHNOLOGY AT THE STAGE OF MASTERING

© 2010 G. Kh. Irzayev

Dagestan State Technical University

The paper proposes a system of factors that assess the consistency of radioelectronic equipment design and technological conditions of the manufacturer at the stage of the product mastering. The results make it possible to assess the product technological effectiveness, the continuity of technological decisions, as well as to define the directions of the design further perfection with the aim of reducing production costs.

Radioelectronic equipment, design technological effectiveness, continuity of technology, technological preparation of production, product mastering, manufacturer.

Информация об авторах

Ирзаев Гамид Хайбулаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры информационных систем в экономике Дагестанского государственного технического университета, irzajev@mail.ru. Область научных интересов: комплексная автоматизация в системах обеспечения технологичности изделий на всех этапах их жизненного цикла.

Irzayev Gamid Khaibulaevitch, candidate of engineering sciences, associate professor of the department of information systems in economy, Dagestan State Technical University, irzajev@mail.ru. Area of research: complex automation in systems providing the product technological effectiveness at all stages of their life cycle.

УДК 62+66.02+004.9

ББК 30.6

ПОНЯТИЕ «ТЕХНОЛОГИЯ»: ОБЪЕКТИВНЫЕ И СУБЪЕКТИВНЫЕ ОСНОВАНИЯ ЕГО ТЕРМИНОЛОГИЧЕСКОГО СТАТУСА

© 2010 Т. Н. Соснина

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Рассматриваются современные трактовки понятия «технология», аргументируется вывод о необходимости учёта объективных и субъективных оснований его статуса.

Технология, объективный статус технологии, субъективный статус технологии, объективно-субъективный статус технологии.

В современной научной лексике трудно найти слово, которое сегодня употреблялось бы чаще, чем «технология» (высокие технологии; информационные технологии; интернет-технологии; технологический кластер; технологии двойного назначения; технологии управления; цифровые технологии; технологические цепочки, обратная технология, технологическое прогнозирование и т.д.).

Такое обилие говорит о том, что феномен «технология»:

- 1) востребован наукой и практикой;
- 2) нуждается в теоретической конкретизации;
- 3) требует оценки в системном ключе с учётом экономической, экологической и социальной составляющих.

Рассмотрим эти позиции.

Первая позиция. Воспроизведём трактовки термина, содержащиеся в энциклопедических, справочных изданиях и т.д. по схеме: первичная этимологическая основа; определения, используемые в технических отраслях знаний и практике с вычленением специфики, обусловленной информационным подтекстом XXI века.

Технология (т) – [гр. *techne* – искусство, мастерство + логика – гр. *logike* – наука] 1) совокупность методов обработки, изготовления, изменения состояния, свойств, форм, сырья, материала или полуфабриката в процессе производства, например, т. металлов, т. химические, т. строительные и т.д.; 2) наука о способах воздействия на сырьё, материалы или полуфабрикаты

соответствующими орудиями производства [1].

Технология – совокупность методов обработки, изготовления, изменения состояния, свойств, формы сырья, материала или полуфабриката, применяемых в процессе производства для получения готовой продукции, наука о способах воздействия на сырьё, материалы и полуфабрикаты соответствующими орудиям производства [2].

Технология (технологический способ производства) – исторически определённый способ соединения различных компонентов в системе производительных сил, прежде всего, человека и технических средств его труда.

Технологический способ производства охватывает взаимоотношения людей в процессе производства, обусловленные характером производственных операций, представляя собой не отношения предметов самих по себе, а функциональные отношения между человеком и средствами его труда, между человеком и предметом труда.

Изменения в каждом элементе трудового процесса вносят изменения в технологический способ производства [3].

Технология – комплекс организационных мер, операций, приёмов, направленных на изготовление, обслуживание, ремонт и/или эксплуатацию изделия с номинальным, то есть заранее заданным качеством и оптимальными затратами, которые минимальны и не влекут за собой ухудшения условий труда,

санитарных и экологических норм, норм технической и пожарной безопасности, сверхнормативного износа орудий труда, а также финансовых, экономических, политических и иных рисков [4].

Технология (методология ООН) – это либо технология в чистом виде, охватывающая методы и технику производства товаров – *dissebled technology*, либо воплощённая технология, охватывающая машины, оборудование, сооружения, целые производственные системы и продукцию с высокими технико-экономическими параметрами – *embodied technology* [4].

Технологичность (т.) – соответствие продукции требованиям экономической технологии её изготовления. Т. обеспечивается при разработке конструкции изделия. Технологичной называется такая конструкция изделия или составляющих его элементов (деталей, узлов, механизмов), которая обеспечивает заданные эксплуатационные качества продукции и позволяет при данной серийности изготавливать ее с наименьшими затратами труда, материалов [2].

Технологическая документация (т.д.) – графические и текстовые документы, которые определяют технологические процессы изготовления продукции. К т.д. относятся технологические, маршрутные, операционные карты, инструменты, операционные чертежи и др. документы, используемые в основном производстве, а также конструкторская документация, ведомости заказа и нормы расхода материалов, полуфабрикатов, инструментов, принадлежностей и т.д. [2].

Технологической документации система – единая система технологической документации, устанавливающая общие правила ведения технологических процессов, выполнения и обращения карт, инструкций и др. технологической документации, используемой при изготовлении промышленной продукции [2].

Технологическая карта – форма технологической документации, в которой записан весь процесс обработки изделия, указаны операции и их составные части, применяемые материалы, производственное

оборудование и технологическая оснастка, технологические режимы и необходимое для изготовления изделия время (с указанием его составления), квалификация работников и др. [2].

Технологический процесс – часть производственного процесса, совокупность технологических операций, выполняемых планомерно и последовательно во времени и пространстве над однородными или аналогичными изделиями [2].

Технологическая матрица – таблица, составленная из коэффициентов (нормативов) прямых затрат на производство единицы продукции в натуральном выражении – технических коэффициентов [5].

Технологический способ (*производственный способ, технология*) – совокупность основных характеристик (ингредиентов) процесса производства того или иного продукта. В экономико-математической модели технологический способ описывается системой присущих ему чисел (вектором) – например, нормами затрат и выпуска различных ресурсов в единицу времени или в расчете на единицу продукции и т.п., в том числе коэффициентами материалоёмкости, трудоёмкости, фондоёмкости, капиталоемкости. Если важен территориальный фактор, технологические способы различаются также по признаку размещения производства [5].

Технология обработки данных – процесс выполнения в определённой последовательности операций по поиску, сбору, передаче, переработке, хранению, представлению и использованию данных, необходимых для принятия решений в системе управления.

В соответствии с выделением функциональных и обеспечивающих подсистем управления происходит разбиение всей технологии обработки данных в выделенных подсистемах. Технологическая схема реализует связи между функциональными и обеспечивающими подсистемами и определяет, каким образом и в какой последовательности выполняются задачи

функциональных подсистем с помощью обеспечивающих подсистем.

Проектирование технологических процессов обработки данных осуществляется в следующих направлениях:

– типизация, унификация, интеграция, стандартизация операций, работ и процессов управления деятельностью объекта;

– механизация и автоматизация процессов регистрации, сбора и формирования первичной информации; хранения и поиска данных; обработки и передачи данных; подготовки и приведения информации в форму, удобную для принятия решений;

– внедрение новой организации переработки данных в условиях применения ЭВМ;

– внедрение экономико-математических методов организации управления и НОТ [6].

Технология управления – это сочетание квалификационных навыков, оборудования, инфраструктуры, инструментов и соответствующих технологических знаний, необходимых для осуществления желаемых преобразований в материалах, капитале, информации или людях.

Коррупция государственного аппарата, всеобщая необязательность, закрытость информации о функционировании организаций всех видов собственности – это все ветви одного дерева – рыхлой технологии управления, которая поддерживается сознательно, ибо выгодна определённым кругам [7].

Химическая технология – наука о наилучших способах производства промышленных продуктов посредством химических реакций [8].

Информационные технологии (ИТ) – широкий класс дисциплин и областей деятельности, относящийся к технологиям управления, накопления, обработки и передачи информации. ИТ – процесс, использующий совокупность средств и методов сбора, накопления, обработки и передачи данных (первичная информация) для получения информации нового качества о состоянии объекта, процесса или явления (информационного продукта). Основная цель ИТ – в результате целенаправленных

действий по переработке первичной информации получить необходимую для пользователя информацию [4].

Технологическая среда – сфера, включающая системы электроснабжения, системы снабжения питьевой водой, газом; дороги, почтовые службы, телекоммуникации, общественный транспорт и т.д. [9].

Информационно-коммуникационная технология – совокупность методов, производственных процессов, программно-технических и лингвистических средств, интегрируемых с целью сбора, обработки, хранения, распространения, отображения и использования информации в интересах её пользователей [9].

Высокие технологии – совокупность информации, знаний, опыта, материальных средств при разработке; создание и производство новой продукции, процессов в любой отрасли экономики, имеющих характеристики высшего мирового уровня [10].

Высокие технологии – наиболее готовые и прогрессивные технологии современности. Переход к использованию высоких технологий и соответствующей им техники является важнейшим звеном НТР на современном этапе. К высоким технологиям обычно относят самые наукоёмкие отрасли промышленности [4].

Вышеприведённые трактовки отражают эволюцию понятия «технология»¹, в которой можно выделить несколько этапов.

Технологический феномен, состоящий в необходимости разложения на составные элементы процесса производства, ведущего к получению определённого результата, возник вместе с переходом человечества от этапа «проб и ошибок», когда творчески одарённым индивидам удавалось овесть свой замысел, создать нечто полезное для всех (например, образцы первобытных орудий труда) посредством эмпирически найденной последовательности приёмов манипулирования предметами

¹Термин, введённый в научный оборот И. Бекманом (1739-1811), стал употребляться в тех случаях, когда требовалось выделить в массиве знаний о технике информацию, касающуюся «объяснения всех видов труда с их последствиями и причинами».

природы, обладающими разными физическими характеристиками.

По мере совершенствования способов производственного общения появилась возможность передачи навыков одного человека – создателя инновационного продукта – другим людям. Так возникли первые технологии – алгоритмы, соблюдение которых приводило к получению необходимых продуктов труда, совершенствованию уже известных приёмов обработки вещества и созданию новых. Передача информации о свойствах предметов природы, возможности их использования в качестве орудий и предметов труда закреплялась в системе обучения и передавалась из поколения в поколение.

Промышленная революция инициировала технико-технологический процесс; научно-техническая – создала условия для перевода человечества в новое качество – информационное с присущим ему состоянием постоянных, часто «взрывных» по силе воздействия на общество технологических нововведений, вовлекающих в свою орбиту различные отрасли знаний и практику. В настоящее время технология ассоциируется со сложным комплексом ноу-хау, полученных при посредстве дорогостоящих научных исследований (микроэлектроника, вычислительная техника, робототехника, атомная энергетика, самолётостроение, космическая техника, микробиологическая промышленность, нанотехнологии).

Определения термина «технология», воспроизведённые выше, позволяют сделать следующие выводы:

- этимология понятия, восходящая к греческому словосочетанию (искусство, мастерство, умение + изучение), кратко и точно передаёт основной его смысл;

- все трактовки констатируют наличие в любой технологически определённой совокупности способов, методов последовательного изменения состояния обрабатываемого субстрата (природного, природно-социального, социального);

- технологии предполагают концентрацию теоретических знаний, методических разработок, необходимых и

достаточных для подготовки субъектов деятельности к участию в постоянно обновляющихся процессах труда, что обусловлено трансформациями мегасистемы «человек – средство труда – предмет труда (природа)».

Вряд ли можно подвергнуть сомнению тезис о том, что «технология» давно вышла за рамки сугубо технических отраслей знаний и практики. Сегодня она весомо и зримо проявляется в политике, экономике, социологии, психологии и т.д. Однако подобная трансформация не находит адекватной оценки в терминологическом статусе самого понятия «технология». С теоретическо-методологической точки зрения такую ситуацию объяснить трудно. Обратимся к фактам, например, к базовым отечественным и западным экономическим справочным изданиям. В известном «Словаре современной экономической теории Макмиллана» под редакцией Дэвида У. Пирса, выдержавшему четыре издания, определения понятия «технология» не даётся. Имеются термины «выбор технологии», «передача технологии», «технологии трудосберегающие», «альтернативные технологии», «технология промежуточная», где внимание акцентируется на отдельных смысловых аспектах термина, но не на самой технологии как самодостаточной сущности. Более того, отсутствует разница между техническим и технологическим компонентами производства [11].

В отечественном «Справочнике экономического инструментария» [7] термин «технология» используется более предметно в двух качественных состояниях: как интернет-технологии в пищевой промышленности, здравоохранении, энергетике, маркетинге; как управление знаниями и информацией на основе коммуникационной технологии. Здесь также остаются незатронутыми объективные и субъективные стороны понятия «собственно технологии».

Резюме. Главное качество технологии как специфического феномена состоит в его способности выполнять функции алгоритма, обеспечивающие получение продуктов труда

в оптимальном (для достигнутого уровня развития общества) варианте.

Именно поэтому терминологический статус понятия «технология» должен быть конкретизирован в контексте объективных и субъективных его оснований.

Вторая позиция. В теоретико-методологическом плане феномен технологии предполагает анализ его пространственно-временных параметров. Эта исследовательская процедура возможна с учётом постулатов теории предмета труда. Основные её положения сводятся к следующим утверждениям: любой продукт материального производства (вещественный мир социума) проходит путь от предмета природы через предмет труда к продукту труда. Предмет труда есть процессуальное состояние, характеризующееся наличием первичного, вторичного (третичного, четвертичного) предмета труда.

Первичный предмет труда является предметом природы, ставшим объектом изменений в сфере материального производства (добывающие отрасли). Здесь труд разрывает связь предметов природы с материнским телом (землёй), превращая их в первичные предметы труда, итогом функционирования которых является сырой материал (промежуточный продукт труда).

Вторичный предмет труда формируется на основе продукта труда добывающих отраслей. Он отличается от первичного тем, что его объектом служат не предметы природы в первозданном виде, а преобразованные трудом материалы (готовый продукт, сырьё).

Таким образом, предмет труда всегда выступает материальным носителем объективной логики процесса производства и, что особенно важно, проходит в обязательном порядке путь от предмета природы до конечного продукта, фиксируя плюсы и минусы, зависящие от факторов производства (плохое качество сырья даже при наличии качественных средств труда и высокой квалификации работника «на выходе» обеспечит брак; тот же эффект имеется при хорошем качестве сырья, но некондиционных средствах труда или плохом труде субъекта производственной деятельности). Поэтому производство в

состоянии «норма» должно быть организовано с соблюдением жёстких требований к каждому из простых моментов труда как совокупно-функционирующей целостности.¹

Возникает вопрос сугубо практического «технологического звучания»: наличие каких условий может гарантировать оптимальный режим функционирования предмета труда, то есть процесса и результата производства?

Ответ утвердительный возможен в одном случае: потребительно-стоимостные и стоимостные параметры функционирования вещества природы должны быть «спроектированы» в рамках предмета труда условного.

Условный предмет труда – это предмет природы, ставший объектом теоретического исследования. Практически он ничем не отличается от предметов природы, которые продолжают существовать в «чистом виде», но условный предмет *уже отличается* от предмета природы, ибо человек приступил к изучению и оценке его потребительских свойств. В этом смысле надо понимать слова К. Маркса о том, что «... природа, взятая абстрактно, изолированно, фиксированная в оторванности от человека, есть для человека НИЧТО» [13].

Предметы труда материального и духовного производства могут быть квалифицированы в двух измерениях:

¹Уместно вспомнить о следующих высказываниях К. Маркса: «Если в самом процессе труда мы вспоминаем о том, что материал, средства труда являются продуктом прежнего труда, то это происходит лишь в том случае, если они не обнаруживают необходимых свойств, например, пила, которая не пилит, нож, который не режет и т.д. Это напоминает нам о несовершенстве того труда, который вошёл в теперешний процесс труда как его фактор». «В остальном же, поскольку средства труда и материал труда как таковые служат потребительными стоимостями в действительном процессе труда и обладают целесообразными свойствами (обладают ли они, однако, этими свойствами как потребительные стоимости более высокого или более низкого порядка, служат ли они своей цели более совершенно или менее совершенно, – это зависит от прошлого труда, продуктами которого они являются), постольку безразлично то, что они представляют собой продукты прежнего труда. Если бы они упали с неба готовыми, то могли бы сослужить ту же самую службу» [12].

объективном и субъективном. Первое отражает логику преобразования предметов природы в конечный продукт посредством функционирующего процесса-целостности (предмет труда первичный, вторичный, третичный, четвертичный). Второе отражает логику, обусловленную действием субъективного (человеческого) фактора, проявляющуюся фактом выбора технико-технологических режимов функционирования вещества природы соответственно уровню развития теории и практики, науки и образования.

Задача социума состоит в том, чтобы организовать производственные процессы материального и духовного производства строго по схеме: предмет труда нулевой и далее первичный, вторичный, третичный, четвертичный (вплоть до включения в биогеохимические циклы или в другие технологические режимы).

В теоретическом плане оптимальной может быть признана технология, в рамках которой обеспечивается:

1) получение «запрограммированного» на нулевом этапе предмета труда качества технологических режимов, ведущих к конечному продукту;

2) получение промежуточной (готовой) и конечной продукции с утилизацией отходов, образующихся как в самом процессе производства, так и на этапах первичного, вторичного, третичного и четвертичного предметов труда;

3) соблюдение технологических точек запрета, выход за пределы которых однозначно деформирует качество будущего продукта.

Базовыми точками запрета являются стыки: предмет природы – условный предмет труда (1); условный предмет труда – первичный предмет труда (2); первичный предмет труда – вторичный предмет труда (3); вторичный предмет труда – конечный продукт (4), конечный продукт – предмет труда третичный, четвертичный.

Наиболее значимы 1-я и 2-я точки (здесь изъяны, хотя и с потерями, но могут быть в какой-то степени нейтрализованы), последующие же точки, если они остались вне контроля (коррекции), неотвратимо ведут к браку. Технологические цепочки,

материальным выражением которых является функционирование предмета труда, нацеленные на получение той или иной конечной продукции, являются объективным «барометром», фиксирующим становление продукта как потребительной стоимости и стоимости (себестоимости) [14].

Третья позиция. Термин «технология» отражает процесс функционирования материального и духовного производства как сосуществующих симбиотических систем, развёрнутых в одном и том же пространственно-временном интервале. Временной лаг наука-производство должен сокращаться в модернизирующихся хозяйствующих субъектах до минимума.

С точки зрения теории предмета труда раскрытию глубинной сущности технологии будет способствовать включение экологической и социальной составляющих в потребительно-стоимостном и стоимостном их выражении (имеется в виду использование паспортов потребительной стоимости и стоимости предмета труда) [15].

Какие практические выводы следуют из подобного рода методологических умозаключений?

1. Все производственные системы, независимого от форм собственности, должны «выдерживать» объективную и субъективную технологическую планку: функционировать как единая производственная структура, исходное звено которой – наука, завершающее – конечный продукт с последующей его утилизацией.

Вариант-оптимум достигается при учёте не только экономической цели (получение продукта определённого качества-количества) в её первом прочтении, но и исключения из прибыли в обязательном порядке той её части, которая должна направляться на функционирование стадии нулевого предмета труда, амортизацию оборудования основного, вспомогательного и побочного производств, повышение уровня квалификации работников и утилизацию.

2. Экологическая ситуация в мире такова, что «вяло» текущая трансформация материальной сферы производства может завершиться глобальным техногенным крахом.

На первое место сегодня должна выходить проблема выживаемости социума, решение которой лежит всё в той же нише – технико-технологических режимах производства. Все инновации должны учитывать экологическую составляющую. Это – требование оптимальных технологий XXI века.

Ввиду того, что рыночная экономика ориентирована на получение прибыли небольшой частью общества,¹ политическая элита в лице государства должна брать на себя функции «правового дирижёра», ибо её назначение во все времена состояло в том, чтобы сохранить общество как единое целое («уравновесить» интерес собственников средств производства, ориентированный однозначно на получение прибыли, с необходимостью постоянной технико-технологической модернизации производства и удовлетворения потребностей работников в справедливой оплате труда соответственно их вкладу в процесс производства продукта).

Самая серьёзная опасность для стран развивающегося типа, в том числе России, – утрата научно-образовательной самодостаточности, повторение негативного опыта государств филиального типа, удел которых руководить «безголовой экономикой».

Общий вывод. Понятие «технология» сегодня должно фиксировать три смысловых сюжета.

Первый связан с объективным статусом технологии – логикой движения материальных потоков: добывающие отрасли + перерабатывающие отрасли → конечный продукт → его эксплуатация → утилизация.

Второй связан с субъективным статусом технологии – логикой движения нематериальных потоков, исходное звено которой – научное проектирование алгоритмов функционирования всех звеньев, последующие звенья – материализация продукта труда учёных в продуктах труда.

Третий связан с объективно-субъективным статусом технологии, реализацией её в рамках конкретных производственных циклов, где функционируют как системно-организуемое единое целое субъект труда – средство труда – предмет труда и где качество такого рода «союза» обеспечивает производство конечного продукта, с одной стороны, и сохранение приемлемого качества производственной среды и биосферы, с другой стороны.

Полемика, возникшая сегодня в связи с определением статуса кластерных образований в экономике как приоритетного направления развития, является прямым отражением методологических «неувязок», уходящих корнями в различие трактовки понятия «технология», недооценкой объективных и субъективных его оснований.

¹«Капитал боится отсутствия прибыли или слишком маленькой прибыли, как природа боится пустоты. Но раз имеется в наличии достаточная прибыль, капитал становится смелым. Обеспечьте 10 процентов, и капитал согласится на всякое применение, при 20 процентах он становится оживлённым, при 50 процентах положительно готов сломать себе голову, при 100% он попирает все человеческие законы, при 300 процентах нет такого преступления, на которое не рискнул бы хотя бы под страхом виселицы. Если шум и брань приносят прибыль, капитал будет способствовать тому и другому. Доказательство: контрабанда и торговля рабами» [16].

Библиографический список

1. Современный словарь иностранных слов. – М., 1999.
2. Политехнический словарь. – М., 1977.
3. Экономическая энциклопедия. Политическая экономия. Т.4. – М., 1980.
4. <http://ru.wikipedia.org>.
5. Лопатников, Л. И. Экономико-математический словарь [Текст] / Л. И. Лопатников. – М., 1979.
6. Математика и кибернетика в экономике. Словарь-справочник. – М., 1975.
7. Макаров, В. Л. Справочник экономического инструментария [Текст] / В. Л. Макаров, Н. Е. Христоролюбова, Е. Г. Яковенко. – М., 2003.
8. Эпиштейн, Д. А. Химия в промышленности [Текст] / Д. А. Эпиштейн. – М., 1976.
9. Информационное общество. – 2009. – №3.
10. <http://www.glossary.ru>.
11. Словарь современной экономической теории [Текст] / Под ред. Дэвида У. Пирса. – М., 1997.
12. Маркс, К. Капитал [Текст] / К. Маркс, Ф. Энгельс. Соч.Т.47.
13. Маркс, К. Из ранних произведений [Текст] / К. Маркс, Ф. Энгельс. – М., 1956.
14. Соснина, Т. Н. Инновационные приёмы исследования материальных и информационных потоков производства [Текст] / Т. Н. Соснина // Вестник СГАУ. – 2006. – №1. – С. 330-338.
15. Соснина, Т. Н. Стоимость: экономический, экологический, социальный аспекты [Текст] / Т. Н. Соснина. – Самара: Изд-во СНИЦ РАН, 2008.
16. Даннинг, Т. Дж. Тред-юнионы и стачки. – Лондон, 1860. – С. 35-36. Цит. по Маркс, К. Капитал [Текст] / К. Маркс, Ф. Энгельс. Соч.Т.23.

References

1. Modern dictionary of foreign words. – Moscow, 1999.
2. Polytechnical dictionary. – Moscow, 1977.
3. Economic encyclopaedia. Political economy. Vol.4. – Moscow, 1980.
4. <http://ru.wikipedia.org>.
5. Lopatnikov, L. I. Economic and mathematical dictionary / L. I. Lopatnikov. – Moscow, 1979.
6. Mathematics and cybernetics in economics. Reference dictionary. – Moscow, 1975.
7. Makarov, V. L. Reference book on economic tools / V. L. Makarov, N. Ye. Khristolyubova, Ye. G. Yakovenko. – Moscow, 2003.
8. Epishtein, D. A. Chemistry in industry / D. A. Epishtein. – Moscow, 1976.
9. Information society. – 2009. – No.3.
10. <http://www.glossary.ru>.
11. Dictionary of modern economic theory / Edited by David W. Peers. – Moscow, 1997.
12. Marx, K. Capital / K. Marx, F. Engels. Collected works.Vol.47.
13. Marx, K. From early works / K. Marx, F. Engels. – Moscow, 1956.
14. Sosnina, T. N. Innovation methods of analyzing material and information production flows / T. N. Sosnina // Vestnik SSAU. – 2006. – No.1. – PP. 330-338.
15. Sosnina, T. N. Cost: economic, ecological, social aspects / T. N. Sosnina. – Samara: Publishing house of Samara Science Centre, Russian Academy of Sciences, 2008.
16. Dunning, T. J. Trade unions and strikes. – London, 1860. – PP. 35-36. Quoted from Marx, K. Capital / K. Marx, F. Engels. Collected works.Vol.23.

THE CONCEPT OF TECHNOLOGY: OBJECTIVE AND SUBJECTIVE FOUNDATIONS OF ITS TERMINOLOGICAL STATUS

© 2010 T. N. Sosnina

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The paper deals with modern interpretations of the “technology” concept, the conclusion that objective and subjective foundations of its status should be taken into account is justified.

Technology, objective status of technology, subjective status of technology, objective-subjective status of technology.

Информация об авторах

Соснина Тамара Николаевна, доктор философских наук, профессор, заведующая кафедрой политологии и истории, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), tnssau@bk.ru. Область научных интересов: теория и методология предмета труда, сфер материального и духовного производства.

Sosnina Tamara Nikolayevna, doctor of philosophical science, professor, head of the department of politology and history, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University), tnssau@bk.ru. Area of research: theory and methodology of labour object, spheres of material and spiritual production.

ВЕСТНИК
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
имени академика С. П. КОРОЛЁВА
(национальный исследовательский университет)

№ 1 (21)

2010

Корректор **Карпова Л. М.**
Компьютерная вёрстка **Коломиец В. В., Эльярова И. П.**
Переводчик **Безрукова Е. И.**

Каталожная цена: 1000 руб.

Формат 60×84 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная.
Тираж 200. Заказ _____

Отпечатано в издательстве
Самарского государственного аэрокосмического университета
443086, Самара, Московское шоссе, 34

**Правила оформления статей для журнала
«Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета
имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)»**

1. Статья представляется в двух экземплярах, распечатанных на лазерном принтере на одной стороне бумаги в режиме качественной печати, а также в электронном виде на отдельном носителе ответственному секретарю редакционной коллегии журнала Прохорову Александру Георгиевичу по адресу: 443086, Самара, Московское шоссе, 34, 212а – 3А, тел.: (846) 267 48 41, электронная почта: vest@ssau.ru.

2. Текст статьи представляется в формате Microsoft Word на дискетах, CD или DVD. Объем статьи - до 10 страниц формата А4. Имя файла определяется по фамилии первого автора: фамилия.doc. Поля - по 2 см с каждой стороны, текст - кегль 12, одинарный междустрочный интервал. Выравнивание: по ширине страницы. Шрифты - Times New Roman, Symbol. Отступ первой строки абзаца - 1 см. Страницы должны быть пронумерованы.

Замена буквы «ё» на букву «е» недопустима. Написание в тексте буквы «ё» является обязательным.

3. Допускается наличие рисунков, формул и таблиц по тексту.

Рисунки могут быть созданы средствами Microsoft Word/Excel или в форматах JPEG, GIF, TIFF, PNG. Подпись к рисунку начинается со слова «Рис.» и номера по порядку, подпись располагается снизу, выравнивание – по центру. Для ссылки по тексту статьи на рисунок 1 следует использовать сокращение: рис. 1.

Для математических выражений и формул следует использовать Microsoft Equation 3.0 и буквы латинского (*Times New Roman, курсив, размер 12*) и греческого (*Symbol, курсив, размер 12*) алфавитов. Формулы, на которые в статье делаются ссылки, следует печатать с новой строки, при этом формулы нумеруются в порядке следования по тексту статьи. Номер формулы и ссылка на неё в тексте обозначается числом в круглых скобках: (1), (2), (3). Длина формулы на строке строго ограничена – до 80 мм (допускается перенос на следующие строки).

Заголовок таблицы начинается со слова «Таблица» и её номера по порядку, заголовок размещается сверху, выравнивание – по левому краю. Для ссылки по тексту статьи на таблицу 1 следует использовать сокращение: табл. 1.

4. Библиографический список оформляется отдельным разделом в конце статьи, при этом литературные источники располагаются в порядке их использования по тексту статьи в виде нумерованного списка, и оформляется в соответствии с действующим ГОСТ.

5. К тексту статьи прилагается направление организации (если авторы не являются сотрудниками СГАУ), рецензия специалиста по научному направлению статьи (не являющегося сотрудником подразделения, где работают авторы), акт экспертизы, информация об авторах для опубликования в журнале. На отдельной странице указываются сведения об авторах для служебного пользования: фамилия, имя, отчество, должность, учёная степень, учёное звание, место работы, служебный и домашний адреса, телефон, электронная почта. Статья должна быть подписана всеми авторами.

6. Статьи, не отвечающие перечисленным требованиям, к рассмотрению не принимаются. Рукописи и сопроводительные документы не возвращаются. Датой поступления рукописи считается день получения редакцией окончательного текста.

7. Плата с аспирантов за публикацию рукописей не взимается.

Образец оформления

УДК 536.04

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ СЛОЖНОЙ ЗАМКНУТОЙ СТРУКТУРЫ НА БОРТУ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ЛАБОРАТОРИИ

© 2010 Г. П. Аншаков¹, В. В. Бирюк², В. В. Васильев², В. В. Никонов², В. В. Салмин²

¹ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

(аннотация статьи объёмом 50...150 слов, кегль: 10)

(ключевые слова объёмом 8-12 слов, кегль: 10, начертание: курсив)

(текст статьи)

(библиографический список)

(информация об авторах для опубликования: фамилия, имя, отчество, учёная степень, учёное звание, должность, место работы, электронная почта, область научных интересов - до 10 слов)

THERMAL FIELDS SIMULATING OF COMPLEX CLOSED STRUCTURE ABOARD RESEARCH SPACE LABORATORY

© 2010 G. P. Anshakov¹, V. V. Biruk², V. V. Vasiliev², V. V. Nikonov², V. V. Salmin²

¹«Progress» Design Bureau

²Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

(аннотация статьи - на английском языке)

(ключевые слова - на английском языке)

(библиографический список - на английском языке)

(информация об авторах - на английском языке)