

ISSN 1998-6629

ВЕСТНИК

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

№ 4 (35)

2012

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

№ 4 (35)

2012

Главный редактор

Шахматов Е. В., д.т.н., профессор

Заместители главного редактора

Балакин В. Л., д.т.н., профессор, 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 российских рецензируемых научных журналов, 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

ВЫБОР МЕСТ И УГЛОВ УСТАНОВКИ ЗВЁЗДНЫХ КООРДИНАТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

*Р. Н. Ахметов, В. И. Куренков, Н. Р. Стратилатов, О. Г. Федоренко,
Л. Б. Шилов* 11

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ЖИВУЧЕСТЬЮ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ

Р. Н. Ахметов, В. П. Макаров, А. В. Соллогуб 18

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ В ПОЛЁТЕ

*Р. Н. Ахметов, А. В. Соллогуб, В. П. Макаров, А. А. Головченко,
А. В. Филатов* 29

ИНТЕГРИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА ОСНОВЕ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ

Ю. В. Белов, С. В. Шиханов 38

АНАЛИЗ НЕУПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ ВЕРХНЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ» ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

И. В. Белоконов, А. Д. Сторож, И. А. Тимбай 44

ДИНАМИКА ПРОЦЕССА ПОСАДКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НА УЧАСТКЕ ЕГО КОНТАКТА С ПОВЕРХНОСТЬЮ

В. В. Воронин 52

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ МЕТОДОВ ПРИ ПАРАМЕТРИЗАЦИИ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ В БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСАХ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А. С. Галкина, А. И. Мантуров, Н. И. Пыринов, В. Е. Юрин 59

АДАПТИВНЫЙ АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НИЗКОВЫСОТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ОБРАБОТКИ ОДНОМОМЕНТНЫХ РАЗНОТИПНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

М. Е. Григорьева, А. В. Крамлих 69

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ДВУХКООРДИНАТНЫЙ ДАТЧИК ПОЛОЖЕНИЯ СОЛНЦА С УВЕЛИЧЕННЫМ ПОЛЕМ ЗРЕНИЯ

Р. С. Дюльдин, В. Д. Блинов 76

АЛГОРИТМЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ ЗВЁЗДНЫХ УЗОРОВ В ЗАДАЧЕ УТОЧНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ВНУТРЕННЕГО ОРИЕНТИРОВАНИЯ	<i>А. В. Иванов, Д. Ю. Пащенко, Р. В. Тишкин</i>	80
ДИНАМИКА ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ МНОГОЗВЕННЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ	<i>И. Р. Ильясова</i>	88
МЕТОД ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ НА ОСНОВЕ СОЗДАНИЯ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ	<i>А. С. Кучеров, В. И. Куренков</i>	95
ОЦЕНКА ИЗМЕНЕНИЯ ЗВУКОИЗОЛЯЦИОННОЙ СПОСОБНОСТИ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ НАЛИЧИИ РАЗЛИЧНЫХ ПО ТОЛЩИНЕ СЛОЁВ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ	<i>П. А. Попов</i>	103
МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ СРАБАТЫВАНИЯ ТОПЛИВНЫХ ПНЕВМОКЛАПАНОВ СВЕРХТЯЖЁЛЫХ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ В ЗАДАЧАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ	<i>В. П. Сазанов, А. В. Чирков</i>	111
ОСОБЕННОСТИ РЕШЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ЗАДАЧ ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С НАДКАЛИБЕРНЫМИ ГОЛОВНЫМИ ОБТЕКАТЕЛЯМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS FLUENT	<i>А. Н. Харитонова, В. Г. Шахов</i>	116
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ЗАДАНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БАТАРЕЙ СОЛНЕЧНОЙ НА ЭТАПАХ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И НАЗЕМНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ	<i>Ю. П. Шупляк, В. И. Сороколетов</i>	124
МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА		
ИСПЫТАНИЯ НА РЕСУРС ЭЛЕМЕНТОВ ТРУБОПРОВОДА	<i>О. М. Болтенкова, О. Ю. Давыдов, В. Г. Егоров</i>	134
АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ФОРМИРОВАНИЕ 3D МОДЕЛИ САМОЛЁТА НА ЭТАПЕ ТЕХНИЧЕСКИХ ПРЕДЛОЖЕНИЙ	<i>Н. М. Боргест, Р. Х. Алеев, П. А. Аксаян, А. А. Громов</i>	139
РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЁТА УСИЛИЙ РАСТЯЖЕНИЯ ЗАГОТОВКИ БЕЗ ОБРАЗОВАНИЯ ГОФРОВ ПРИ ОБТЯЖКЕ	<i>С. Г. Дементьев</i>	149

ПРИМЕНЕНИЕ ЦИФРОВОЙ ФОТОКАМЕРЫ В ОПТИЧЕСКОЙ СХЕМЕ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СТАТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	155
<i>А. И. Жужукин, В. А. Соляников</i>	
АНАЛИЗ НАПРЯЖЁННОГО СОСТОЯНИЯ ПРОЦЕССА ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ШТАМПОВКИ ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДОМ ВЫДАВЛИВАНИЯ	162
<i>В. А. Костышев, М. С. Питюгов</i>	
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА МАСЛООТДЕЛЕНИЯ В РАБОЧЕМ КОЛЕСЕ СУФЛЁРА РАДИАЛЬНОГО ТИПА	168
<i>А. Г. Петрухин, А. Е. Трянов</i>	
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЯ НОРМАЛЬНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ МОД ОТСЕКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	176
<i>П. А. Попов, А. С. Белов, А. Н. Крючков</i>	
ОБЕСПЕЧЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ ГАЗА НЕПРЯМОГО ДЕЙСТВИЯ ПОСРЕДСТВОМ УСТАНОВКИ ДРОССЕЛЯ НА ВХОДЕ	184
<i>Д. М. Стадник, В. Я. Свербилов, Г. М. Макарьянц, М. В. Макарьянц</i>	
ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НЕСКВОЗНЫХ ТРЕЩИН (ЦАРАПИН) НА ПРОЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	193
<i>А. С. Яковлев</i>	
<u>ЭЛЕКТРОНИКА, ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА, РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ</u>	
АЛГОРИТМ ТАКТОВОЙ синхронизации и ОЦЕНИВАНИЯ МОЩНОСТИ ШУМА, ИНВАРИАНТНЫЙ К МНОГОЛУЧЁВОСТИ И ВИДУ МОДУЛЯЦИИ	198
<i>Р. Р. Халилов</i>	
<u>УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА</u>	
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОХОЖДЕНИЯ ОСТРОСФОКУСИРОВАННОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ЧЕРЕЗ ЗОНДЫ РАЗЛИЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ	204
<i>С. А. Дегтярев, С. Н. Хонина, Д. Л. Скуратов</i>	
СРАВНЕНИЕ ФОКУСИРОВКИ РЕФРАКЦИОННЫМ АКСИКОНОМ ИМПУЛЬСОВ С РАЗЛИЧНОЙ ПОЛЯРИЗАЦИЕЙ И ДЛИТЕЛЬНОСТЬЮ	210
<i>А. В. Метерко, С. Н. Хонина</i>	
ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ТРАНСФЕРНОЙ СИСТЕМЫ АВИАПЕРЕВОЗОК В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ	218
<i>В. А. Романенко</i>	

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПАРАБОЛИЧЕСКОЙ ЛИНЗЫ И АКСИКОНА В
МОДЕЛЯХ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ И СКАЛЯРНОЙ ПАРАКСИАЛЬНОЙ
ОПТИКИ**

А. В. Устинов, А. В. Карсаков, С. Н. Хонина

229

ЭКОНОМИКА И ГУМАНИТАРНЫЕ НАУКИ

**МЕТОДИКА УПРАВЛЕНИЯ РИСКАМИ В ПРОЦЕССАХ СИСТЕМ
МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА НА ПРИМЕРЕ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АЭРОПОРТА**

*В. А. Барвинок, В. П. Самохвалов, Г. А. Кулаков, В. В. Рыжиков,
Ю. С. Клочков*

240

**МОДЕЛЬ МОНИТОРИНГА ФУНКЦИИ СПРОСА В УСЛОВИЯХ
ГЕТЕРОГЕННОЙ ПОЛИПОЛИИ НА ПРИМЕРЕ «АСК-РЕНТГЕН»**

В. Д. Богатырев, В. Г. Левитан

247

**ПРОБЛЕМА ИЗМЕРИМОСТИ ЗНАНИЙ И СФОРМИРОВАННЫХ
КОМПЕТЕНЦИЙ ПРИ ИЗУЧЕНИИ ГУМАНИТАРНЫХ ДИСЦИПЛИН**

Е. Н. Рябинова, Б. А. Титов, И. О. Павлова

259

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

SELECTION OF SITES AND ANGLES FOR PLACING STAR COORDINATORS OF REMOTE SENSING SATELLITES

*R. N. Akhmetov, V. I. Kurenkov, N. R. Stratilatov, O. G. Fedorenko,
L. B. Shilov* 11

PECULIARITIES OF EARTH OBSERVATION SPACE VEHICLE CONTROL IN CONTINGENCIES

R. N. Akhmetov, V. P. Makarov, A. V. Sollogub 18

IMPROVEMENT OF THE FLIGHT ATTITUDE CONTROL ACCURACY OF THE EARTH OBSERVATION SPACECRAFT

*R. N. Akhmetov, A. V. Sollogub, V. P. Makarov, A. A. Golovchenko,
A. V. Filatov* 29

INTEGRATED SYSTEM OF CONTROLLING EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT ON THE BASIS OF MULTIFUNCTIONAL USAGE OF ONBOARD EQUIPMENT WITH THE AIM OF MINIMIZING MASS-ENERGY AND COST PARAMETERS

U. V. Belov, S. V. Shikhanov 38

ANALYSIS OF UNCONTROLLED MOTION OF THE “SOYUZ” CARRIER ROCKET ORBITAL STAGE AFTER PAYLOAD SEPARATION

I. V. Belokonov, A. D. Storozh, I. A. Timbay 44

DYNAMICS OF SPACECRAFT LANDING IN THE AREA OF ITS CONTACT WITH THE SURFACE

V. V. Voronin 52

THE USE OF COMPUTATIONAL METHODS FOR THE PARAMETRIZATION OF THE ANGULAR MOTION CONTROL PROGRAM IN ON-BOARD CONTROL SYSTEMS OF EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT

A. S. Galkina, A. I. Manturov, N. I. Pyrinov, V. E. Yurin 59

ADAPTIVE ALGORITHM OF DETERMINING LOW ALTITUDE SPACECRAFT ORIENTATION ON THE BASIS OF PROCESSING INSTANT DIVERSE-TYPE MEASUREMENTS

M. Grigoreva, A. Kramlikh 69

SMALL-SIZED TWO-COORDINATE SENSOR OF THE SUN'S ANGULAR POSITION WITH ENLARGED FIELD OF VIEW

R. S. Dyuldin, V. D. Blinov 76

ALGORITHMS FOR THE IDENTIFICATION OF STAR PATTERNS IN THE TASK OF CORRECTING THE INNER ORIENTATION ELEMENTS

A. V. Ivanov, D. Y. Pashentsev, R. V. Tishkin 80

DYNAMICS OF MULTILINK SOLAR PANEL DEPLOYMENT PROCESS <i>I. R. Ilyasova</i>	88
METHOD OF CHOOSING SPACECRAFT DESIGN CHARACTERISTICS ON THE BASIS OF CREATING TASK-ORIENTED SYSTEMS OF COMPUTER-AIDED DESIGN <i>A. S. Kucherov, V. I. Kurenkov</i>	95
ASSESSMENT OF CHANGES IN THE SOUND-PROOF ABILITY OF THE ROCKET FAIRING WITH LAYERS OF SOUND-PROOF MATERIALS VARYING IN THICKNESS <i>P. A. Popov</i>	103
MODELING DYNAMIC PROCESSES OF RESPONSE OF FUEL PRESSURE-OPERATED VALVES OF SUPERHEAVY LAUNCH VEHICLES IN THE TASKS OF PROVIDING STRUCTURAL STRENGTH <i>V. P. Sazanov, A. V. Chirkov</i>	111
PECULIARITIES OF SOLVING THREE-DIMENSIONAL PROBLEMS OF FLOW ABOUT A LAUNCH VEHICLE WITH LARGE NOSE FAIRINGS USING THE ANSYS FLUENT SOFTWARE <i>A. N. Kharitonova, V. G. Shakhov</i>	116
EXPERIMENTAL VERIFICATION OF THE SPECIFIED CHARACTERISTICS OF A SOLAR BATTERY AT THE STAGES OF PRODUCTION AND GROUND OPERATION <i>Yu. P. Shuplyak, V. I. Sorokoletov</i>	124
MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES	
LIFE TESTING OF PIPELINE ELEMENTS <i>O. M. Boltenkova, O. Yu. Davydov, V. G. Yegorov</i>	134
AUTOMATED CONSTRUCTION OF A 3D PLANE MODEL AT THE STAGE OF TECHNICAL PROPOSALS <i>N. M. Borgest, R. H. Aleev, P. A. Aksanian, A. A. Gromov</i>	139
PROCEDURE OF CALCULATING EFFORTS OF BLANK STRETCHING WITHOUT CORRUGATION IN STRETCH FORMING <i>S. G. Dementyev</i>	149
USING A DIGITAL CAMERA IN A SPECKLE – INTERFEROMETER OPTICAL SCHEME FOR THE ANALYSIS OF STATIC DEFORMATIONS IN GAS TURBINE ENGINE ELEMENTS <i>A. I. Zhuzhukin, V. A. Solyannikov</i>	155
ANALYSIS OF THE STRESSED STATE OF HIGH-SPEED EXTRUSION PROCESS <i>V. A. Kostyshev, M. S. Pityugov</i>	162

MODELING OIL SEPARATION IN THE IMPELLER OF A RADIAL - TYPE CENTRIFUGAL BREATHER	
<i>A. G. Petrukhin, A. E. Tryanov</i>	168

MATHEMATICAL MODEL OF INVESTIGATING NORMAL ACOUSTIC MODES OF LAUNCH VEHICLE MODULES	
<i>P. A. Popov, A. S. Belov, A. N. Krychkov</i>	176

STABILIZATION OF A PILOT-OPERATED GAS PRESSURE CONTROL VALVE BY PLACING A THROTTLE AT THE INLET	
<i>D. M. Stadnik, V. Ya. Sverbilov, G. M. Makaryants, .M. V. Makaryants</i>	184

ASSESSING THE IMPACT OF NON-THROUGH CRACKS (SCRATCHES) ON THE STRUCTURAL STRENGTH WHEN DESIGNING AIRCRAFT	
<i>A. S. Yakovlev</i>	193

ELECTRONICS, MEASURING DEVICES, RADIO ENGINEERING AND COMMUNICATION

ALGORITHM OF CLOCK SYNCHRONIZATION AND EVALUATION OF NOISE POWER INVARIANT TO MULTIPATHING AND THE KIND OF MODULATION	
<i>R. R. Khalilov</i>	198

CONTROL, COMPUTATIONAL EQUIPMENT AND INFORMATION SCIENCE

MODELLING THE PROPAGATION OF SHARP FOCUSED LASER BEAMS THROUGH SCANNING PROBES OF DIFFERENT SHAPES	
<i>S. A. Degtyaryov, S. N. Khonina, D. L. Skuratov</i>	204

COMPARISON OF FOCUSING PULSE BEAMS WITH DIFFERENT POLARIZATION AND DURATION BY A REFRACTIVE AXICON	
<i>A. V. Meterko, S. N. Khonina</i>	210

PARAMETRICAL OPTIMIZING OF A TRANSFER AIR TRANSPORTATION SYSTEM IN CONDITIONS OF UNCERTAINTY	
<i>V. A. Romanenko</i>	218

COMPARATIVE ANALYSIS OF PARABOLIC LENS AND AXICON IN GEOMETRIC AND SCALAR PARAXIAL OPTICAL MODELS	
<i>A. V. Ustinov, A. V. Karsakov, S. N. Khonina</i>	229

HUMANITIES

METHODS OF RISK MANAGEMENT IN QUALITY MANAGEMENT SYSTEM PROCESSES AT AN AIRPORT (CASE STUDY)	
<i>V. A. Barvinok, V. P. Samokhvalov, G. A. Kulakov, V. V. Ryzhakov, Y. S. Klochkov</i>	240

**MONITORING MODEL OF HETEROGENEOUS DEMAND FUNCTION
POLIPOLII ON THE EXAMPLE OF "ASK-X-RAYS"**

V. D. Bogatyrev, V. G. Levitan

247

**MEASURABILITY OF KNOWLEDGE
AND COMPETENCES IN STUDYING HUMANITIES**

E. N. Ryabinova, B. A. Titov, I. O. Pavlova

259

УДК 629.78

ВЫБОР МЕСТ И УГЛОВ УСТАНОВКИ ЗВЁЗДНЫХ КООРДИНАТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

©2012 Р. Н. Ахметов¹, В. И. Куренков², Н. Р. Стратилатов¹,
О. Г. Федоренко¹, Л. Б. Шилов¹

¹ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Разработаны математические модели и алгоритм имитационного моделирования для оценки относительного времени направления осей звёздных координаторов на участки неба, исключающих возможность попадания солнечных лучей и экранирования Землёй.

Космический аппарат наблюдения, проектирование, звёздные координаторы, места и углы установки, имитационное моделирование, орбитальное движение, программные развороты.

Звёздный координатор представляет собой астроприбор, предназначенный для определения положения связанной системы координат космического аппарата (КА) в системе координат звёздного каталога. Кроме того, звёздные координаторы могут быть использованы для непосредственного управления в комплексе с измерителем угловой скорости перемещения КА.

Оптические блоки звёздного координатора устанавливаются на внешней поверхности КА, как правило, в количестве не менее трёх. Во время проведения съёмки в работу включается один из оптических блоков. Места и углы установки оптических блоков должны быть выбраны таким образом, чтобы в его угловую апертуру в процессе целевой работы большую часть времени попадало звёздное небо и не попадали Земля или лучи Солнца.

Построить аналитические модели для оценки относительного времени нахождения звёздного неба в угловой апертуре оптических блоков, по-видимому, невозможно. Это связано с тем, что в процессе целевого функционирования КА производится множество разворотов (для съёмки объектов наблюдения, перенацеливания, передачи видеоинформации на Землю, ориентации панелей солнечной батареи на Солнце). Кроме того, в процессе продолжительного орбитального полё-

та происходит прецессия орбиты и изменяется единичный вектор направления от КА на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат.

Поэтому для оценки относительного времени нахождения звёздного неба в угловой апертуре оптических блоков предлагается использовать метод имитационного моделирования.

Суть моделирования

Задаётся угол m раствора конуса поля зрения оптического блока рассматриваемого звёздного координатора, в который не должны попадать лучи Солнца и поверхность Земли (рис. 1). Задаётся также некоторый запас Δm_1 угла m для учёта углового диаметра Солнца (примерно полградуса) и возможности появления бликов в фокальной плоскости оптического блока (примерно несколько градусов). Перед началом имитационного моделирования проверяется условие непересечения оптической оси блока с элементами конструкции КА (корпусом, панелями солнечной батареи, антеннами и др.) с учётом угла m . Это можно сделать, например, с помощью твёрдотельной модели КА и трассировки лучей с помощью программы САФОКС, разработанной профессором А. В. Соллогубом.

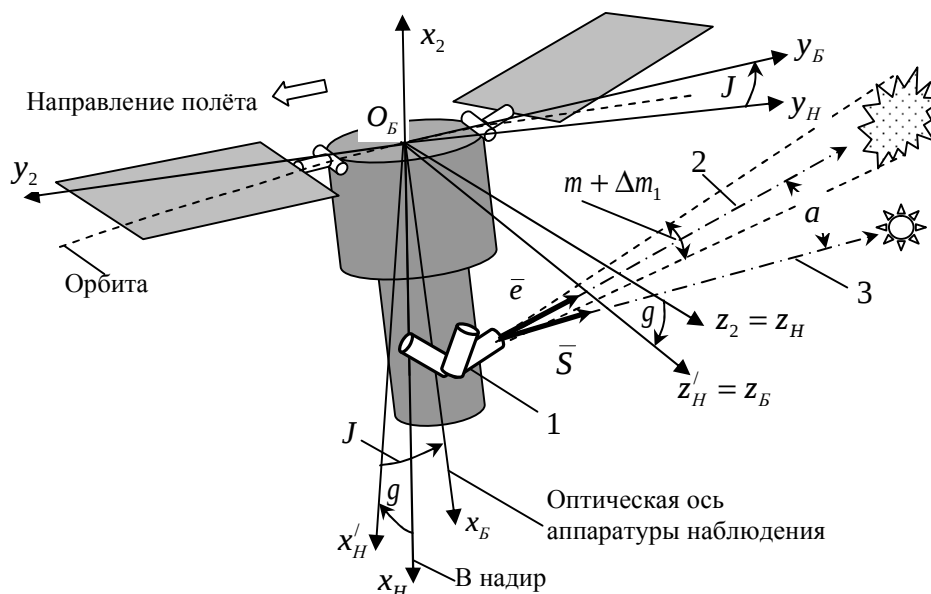


Рис. 1. Схема для оценки условий попадания лучей Солнца в поле зрения оптического блока звёздного координатора:

1 – звёздный координатор; 2 – направление на участок звёздного неба; 3 – направление на Солнце

В базовой системе координат, связанной с КА, строится единичный вектор $\vec{e}$ направления оптической оси блока звёздного координатора (рис.1). На каждом шаге имитационного моделирования орбитального полёта и программных разворотов КА в той же системе координат проверяются условия попадания Солнца и Земли в конус поля зрения оптического блока звёздного координатора.

Для этого, во-первых, определяются косинусы угла α между вектором $\vec{e}$ и единичным вектором направления на Солнце $\vec{S}$. Если угол α меньше угла $(m + \Delta m_1)/2$, то считается, что Солнце попадает в поле зрения оптического блока звёздного координатора.

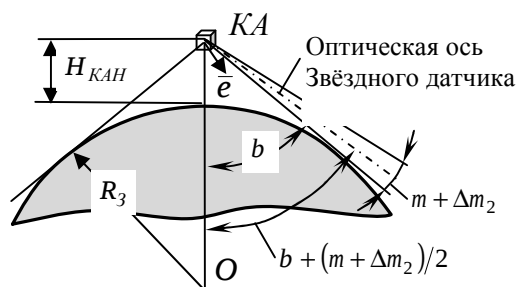


Рис. 2. Схема для определения экранирования поля зрения оптического блока звёздного координатора Землёй

Во вторых, проверяется условие нахождения точки конца единичного вектора $\bar{e}$ в конусе видимости Земли с оптического блока звёздного координатора КА. Этот конус имеет угол полураствора $b + (m + \Delta m_2)/2$ (рис. 2). В этом выражении Δm_2 - некоторый запас угла m для того, чтобы исключить попадание в поле зрения оптического блока светового нimbа Земли. Если последнее условие выполняется, то ось оптического блока не направлена на звёздное небо.

На последующих циклах имитационного моделирования расчёты повторяются и оценивается относительное время попадания в поле зрения оптических блоков звёздного неба.

Для имитации разворотов КА при наблюдении наземных объектов используется генератор случайных чисел, который включается через определённое время и задаёт углы тангажа и крена корпуса КА в пределах установленного максимального угла отклонения оптической оси $O_B x_B$ от надира (рис. 1). Перенацеливание осуществляется при нахождении подспутниковой точки КА в световом пятне (в зоне поверхности Земли, которая освещена Солнцем с углом над горизонтом не менее

заданного). С момента выхода подспутниковой точки из светового пятна до момента входа КА в тень Земли КА ориентируется в пространстве таким образом, чтобы плоскости панелей солнечной батареи были перпендикулярны направлению на Солнце (для подзарядки аккумуляторных батарей).

Основные допущения

1. Форма Земли – сферическая, однако для расчёта параметров орбит используются уравнения эллиптического движения с периодической коррекцией расчётных значений долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и аргумента перигея в процессе длительного полёта, вызванных несферичностью Земли (учитываются вековые возмущения от второй зональной гармоники в разложении геопотенциала).

2. Для расчёта эволюции долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и эволюции аргумента перигея в процессе длительного полёта учитывается несферичность Земли (учитываются вековые возмущения первого порядка).

3. На исследуемых орбитах влиянием аэродинамических сил в верхних слоях атмосферы пренебрегаем.

Исходные данные для расчёта

Должны быть заданы координаты единичного вектора $\bar{e}$ в базовой системе координат (e_{xB}, e_{yB}, e_{zB}) . Эти координаты зависят от компоновочной схемы КА. Остальные исходные данные могут быть получены как промежуточный результат вычислений в процессе работы ранее разработанного программного обеспечения [1], предназначенного для оценки целевых показателей эффективности КА наблюдения, а именно: модуль радиуса-вектора КА $r_{KA}(t)$, долгота $l_{KA}(t)$ и широта $j_{KA}(t)$ подспутниковой точки КА на поверхности Земли в каждый момент времени имитационного моделирования. В свою очередь, для запуска этой программы необходимы

следующие исходные данные: w_3 – угловая скорость вращения Земли относительно своей оси, i – наклонение плоскости орбиты, Ω – долгота восходящего узла, w – аргумент перигея, r_p и r_a – высоты перигея и апогея КА наблюдения соответственно.

Алгоритм и используемые математические модели

1. Обнуляется переменная относительного времени нахождения оптического блока звёздного координатора в начальный момент времени имитации полёта КА.

2. Определяются координаты единичного вектора $\bar{S}$ направления на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат (СК) $Oxyz$ в произвольный момент времени года (суток), прошедшего с момента точки весеннего равноденствия [2]. Расчётная схема показана на рис. 3, где использованы обозначения: d_C – угол между эклиптической и экваторальной плоскостями (23,5°); a_C – угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце; s_x, s_y, s_z – проекции вектора $\bar{S}$ на оси неподвижной геоцентрической СК.

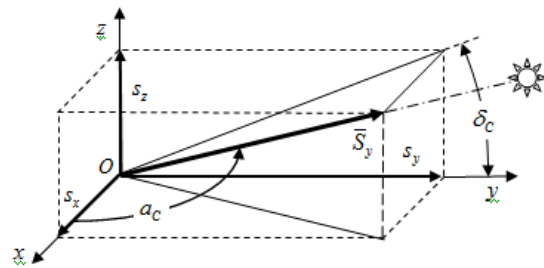


Рис. 3. Положение вектора направления на Солнце относительно неподвижной геоцентрической СК

Проекции вектора $\bar{S}$ на оси системы координат $Oxyz$ [2]:

$$\left. \begin{aligned} s_x &= \cos a_C \\ s_y &= \sin a_C \cos d_C \\ s_z &= \sin a_C \sin d_C \end{aligned} \right\},$$

где $a_C = 2p N/365$; N - число дней, прошедших с 21 марта (точка весеннего равноденствия) до расчётной даты полёта.

3. Осуществляется пересчёт координат вектора $\bar{S}$ из неподвижной геоцентрической СК ($Oxyz$) в геоцентрическую орбитальную СК ($O_1x_1y_1z_1$), связанную с перигеем орбиты [2] (рис. 4).

$$\begin{pmatrix} s_{x1} \\ s_{y1} \\ s_{z1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} s_x \\ s_y \\ s_z \end{pmatrix},$$

где $m_{11} = \cos w_p \cos \Omega - \sin w_p \cos i \sin \Omega$;
 $m_{12} = \cos w_p \sin \Omega + \sin w_p \cos i \cos \Omega$;
 $m_{13} = \sin w_p \sin i$;
 $m_{21} = -\sin w_p \cos \Omega - \cos w_p \cos i \sin \Omega$;
 $m_{22} = -\sin w_p \sin \Omega - \cos w_p \cos i \cos \Omega$;
 $m_{23} = \cos w_p \sin i$;
 $m_{31} = \sin i \sin \Omega$;
 $m_{32} = -\sin i \cos \Omega$;
 $m_{33} = \cos i$.

4. Осуществляется пересчёт координат вектора $\bar{S}$ из геоцентрической орбитальной СК ($O_1x_1y_1z_1$), связанной с перигеем орбиты, в барицентрическую орбитальную СК ($O_2x_2y_2z_2$) [2, 3] (рис. 5).

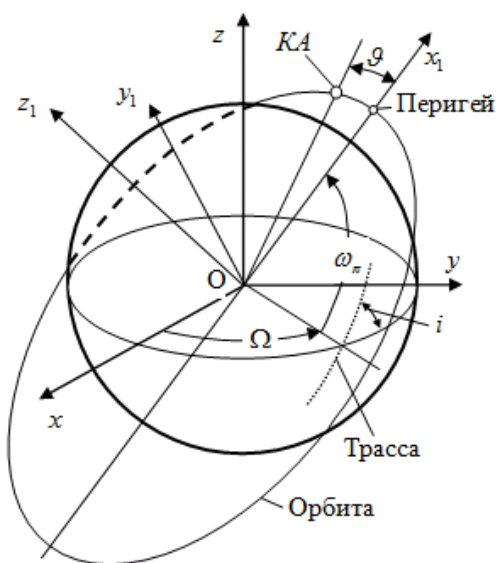


Рис. 4. Неподвижная геоцентрическая СК $Oxyz$ и геоцентрическая орбитальная СК $O_1x_1y_1z_1$, связанная с перигеем орбиты

$$\begin{pmatrix} s_{x2} \\ s_{y2} \\ s_{z2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos J & \sin J & 0 \\ -\sin J & \cos J & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} s_{x1} \\ s_{y1} \\ s_{z1} \end{pmatrix}.$$

5. Осуществляется пересчёт координат вектора $\bar{S}$ из барицентрической орбитальной СК ($O_2x_2y_2z_2$) в СК, связанную с центром масс КА и направлением оптической оси аппаратуры наблюдения в надир ($O_Hx_Hy_Hz_H$) [2, 3].

$$\begin{pmatrix} s_{xH} \\ s_{yH} \\ s_{zH} \end{pmatrix} = M_H \cdot \begin{pmatrix} s_{x2} \\ s_{y2} \\ s_{z2} \end{pmatrix},$$

где M_H - матрица поворота (косинусов между осями систем координат). Эта матрица в соответствии с рис. 1 имеет вид

$$M_H = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

6. Проверяется условие нахождения КА в световом пятне:

$$\left| \arccos \left[\sin(j_{3T}) \sin(j_{KA}) + \cos(j_{3T}) \times \cos(j_{KA}) \cos(l_{KA} - l_{3T}) \right] \right| < a_{СП},$$

где $a_{СП} = p/2 - h_{\odot}^C$; $a_{СП}$ - центральный угол Земли, соответствующий световому пятну; $h_{\odot}^C$ - угол высоты Солнца над горизонтом, при котором возможна съёмка.

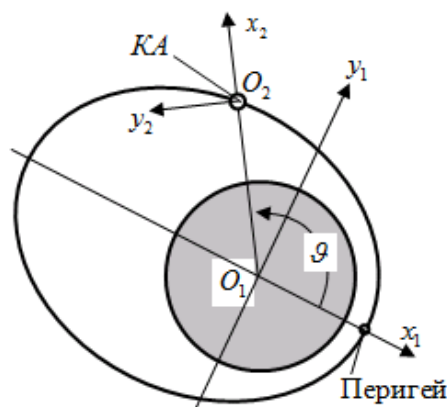


Рис. 5. Геоцентрическая орбитальная СК $O_1x_1y_1z_1$, связанная с перигеем орбиты, и барицентрическая орбитальная СК $O_2x_2y_2z_2$

Условие нахождения КА в световом пятне нетрудно получить из условия нахождения КА в зоне радиовидимости наземного пункта приёма видеoinформации (НППИ) [1], в котором широту и долготу НППИ следует заменить соответственно на широту и долготу зенитной точки Солнца.

7. Если условие 6 выполняется, то периодически, через заданное время, производится имитация перенацеливания КА с одного объекта наблюдения на другой. Это делается с помощью задания случайных углов тангажа J и крена g КА (рис. 1) в конусе обзора с максимальным углом $r_{\max}$:

$$J = -r_{\max} + 2r_{\max}x;$$

$$g = -r_{\max} + 2r_{\max}V;$$

$$(tgq)^2 + (tgg)^2 < (tgr_{\max})^2,$$

где x и V - случайные числа с равномерным законом распределения на отрезке $[0, 1]$.

Последнее выражение введено для того, чтобы исключить возможность реализации случайных углов x и V , при которых угол отклонения оптической оси от надира превышает максимальное значение $r_{\max}$.

8. Осуществляется пересчёт координат вектора $\bar{S}$ из СК, связанной с центром масс КА и направлением оптической оси аппаратуры наблюдения в надир (центр Земли) $O_H x_H y_H z_H$, в базовую СК $O_B x_B y_B z_B$ с учётом углов тангажа и крена КА (рис. 1):

$$\begin{pmatrix} s_{xB} \\ s_{yB} \\ s_{zB} \end{pmatrix} = M_B \cdot \begin{pmatrix} s_{xH} \\ s_{yH} \\ s_{zH} \end{pmatrix},$$

где M_B - матрица поворота (косинусов между осями систем координат).

Для варианта компоновки КА наблюдения в соответствии с рис. 1 матрица поворота будет следующей [3]:

$$M_B = \begin{pmatrix} \sin q \cos g & -\cos q & -\sin q \sin g \\ \cos q \cos g & \sin q & -\cos q \sin g \\ \sin g & 0 & \cos g \end{pmatrix}.$$

9. Если условие 6 не выполняется, то КА переводится в ориентацию, при которой нормаль к плоскости панелей СБ направлена на Солнце.

10. Осуществляется расчёт косинуса угла a между векторами $\bar{S}$ и $\bar{e}$ [2] (рис. 1):

$$\cos a = e_{xB}x_{xB} + e_{yB}y_{yB} + e_{zB}z_{zB}.$$

11. Проводится анализ выполнения условия: $a \leq (m + \Delta m_1)/2$. Если условие выполняется, то счётчик времени попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока координатора звёзд приостанавливается.

12. Проверяется условие попадания Земли в конус поля зрения оптического блока звёздного координатора (рис. 2).

12.1. Осуществляется пересчёт координат точки конца вектора $\bar{e}$ из базовой СК в барицентрическую орбитальную СК $O_2 x_2 y_2 z_2$ в два этапа:

$$\begin{pmatrix} e_{xH} \\ e_{yH} \\ e_{zH} \end{pmatrix} = M_B^T \cdot \begin{pmatrix} e_{xB} \\ e_{yB} \\ e_{zB} \end{pmatrix}; \quad \begin{pmatrix} e_{x2} \\ e_{y2} \\ e_{z2} \end{pmatrix} = M_H^T \cdot \begin{pmatrix} e_{xH} \\ e_{yH} \\ e_{zH} \end{pmatrix},$$

где M_B^T и M_H^T - соответственно транспонированные матрицы M_B и M_H .

12.2. Проверяется условие нахождения точки конца единичного вектора $\bar{e}$ во внутреннюю область конуса видимости Земли с КА с углом полураствора $b + (m + \Delta m_2)/2$. Математически это условие записывается следующим образом:

$$x_2 \leq -\frac{1}{k} \sqrt{y_2^2 + z_2^2}, \quad (1)$$

где k - коэффициент, который определяется с помощью угла полураствора конуса b по следующей зависимости:

$$k = \operatorname{ctg}[b + (m + \Delta m_2)/2].$$

В свою очередь, угол β определяются из геометрических соотношений (рис.2):

$$b = \arccos\left(\frac{R_3}{R_3 + H_{КАН}}\right),$$

где R_3 - радиус Земли; $H_{КАН}$ - высота полета первого космического аппарата.

Следует отметить, что в общем случае уравнение конуса будет со знаками «плюс» и «минус», однако только знак «минус» определяет внутреннюю область пространства конуса в направлении Земли в выбранной системе координат.

12.3. Если условие (1) выполняется, то ось оптического блока не направлена на звёздное небо.

13. Осуществляется приращение времени на шаг расчёта Δt и рассчитывается относительное время попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора:

$$T_{\text{БОКЗ}}^{\text{Отн}} = \frac{t - \sum_{i=0}^t \Delta t_{Ci} - \sum_{i=0}^t \Delta t_{zi}}{t}, \quad (2)$$

где t - общее время имитации полёта КА; Δt_{Ci} и Δt_{zi} - соответственно шаги расчёта по времени, когда солнечные лучи и Земля попадали в поле зрения оптического блока координатора звёзд.

В выражении (2) учтён тот факт, что одновременно солнечные лучи и Земля не могут попасть в поле зрения оптического блока звёздного координатора.

14. Расчёты по пп. 2...13 повторяются.

15. Расчёт прекращается по желанию оператора или по достижении заданного времени имитации полёта КА, как правило, не менее суток.

Выбор мест установки БОКЗ на корпусе КА ограничен, так как одним из условий является жёсткое сопряжение с установочным шпангоутом оптико-электронного телескопического комплекса КА наблюдения. Углы установки оптических блоков также ограничены по условиям незатенения поля их зрения элементами конструкции КА и Землёй. Поэтому представляется возможным реализовать не так много вариантов их установки. Для этих вариантов можно рассчитать относительное время попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного

координатора и выбрать конкретное место и углы по критерию: $T_{\text{БОКЗ}}^{\text{Отн}} \rightarrow \max$.

Выводы

1. Разработаны математические модели и алгоритм для оценки относительного времени попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора с учётом мест и углов его установки относительно корпуса КА наблюдения, орбитального полёта и программных разворотов КА в процессе целевого функционирования.

2. С помощью данных моделей и алгоритма можно разработать программное обеспечение для оценки относительного времени попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора и по результатам таких оценок выбирать зоны и углы установки оптических блоков на корпусе КА.

Библиографический список

1. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 296 с.

2. Соллогуб, А. В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА [Текст] / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.

3. Куренков, В. И. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учетом энергобаланса [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

SELECTION OF SITES AND ANGLES FOR PLACING STAR COORDINATORS OF REMOTE SENSING SATELLITES

© 2012 R. N. Akhmetov¹, V. I Kurenkov², N. R. Stratilatov¹, O. G. Fedorenko¹, L. B. Shilov¹

¹State Research and Production Space Rocket Center "TsSKB Progress", Samara

²Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The work deals with mathematical models and a simulation algorithm for the estimation of the relative time necessary for directing the axes of celestial coordinators to the sky regions, excluding the possibility of sunlight exposure and Earth shielding.

Remote sensing satellite, design, star coordinator, sites and angles of placing, simulation, orbital motion, software reversal.

Информация об авторах

Ахметов Равиль Нургалиевич, доктор технических наук, генеральный конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: csdb@samtel.ru. Область научных интересов: проектирование и живучесть ракетно-космической техники и систем.

Куренков Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва. E-mail: kvi.48@mail.ru. Область научных интересов: проектирование ракетно-космической техники и систем.

Стратилатов Николай Ремирович, кандидат технических наук, главный конструктор, начальник проектного отделения, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: csdb@samtel.ru. Область научных интересов: проектирование ракетно-космической техники и систем.

Федоренко Олег Григорьевич, начальник проектного отдела, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: csdb@samtel.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.

Шилов Лев Борисович, заместитель начальника проектного отдела, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: shillev58@yandex.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.

Akhmetov Ravil Nurgalieвич, doctor of technical science, General Designer of Space Rocket Center "TsSKB Progress". E-mail: csdb@samtel.ru. Area of research: design and survivability of space rocket equipment and systems.

Kurenkov Vladimir Ivanovich, doctor of technical science, professor, S. P. Korolyov Samara State Aerospace University (National Research University). E-mail: kvi.48@mail.ru. Area of research: design of space rocket equipment and systems.

Stratilatov Nicholas Remirovich, candidate of technical science, Chief Designer, head of the design division, Space Rocket Center "TsSKB Progress". E-mail: csdb@samtel.ru. Area of research: design of space rocket equipment and systems.

Fedorenko Oleg Grigorievich, head of the design department, Space Rocket Center "TsSKB Progress". E-mail: csdb@samtel.ru. Area of research: designing of remote sensing spacecraft.

Shilov Lev Borisovich, deputy chief of the design department, Space Rocket Center "TsSKB Progress". E-mail: shillev58@yandex.ru. Area of research: designing of remote sensing spacecraft.

УДК 629.78

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ЖИВУЧЕСТЬЮ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ

© 2012 Р. Н. Ахметов, В. П. Макаров, А. В. Соллогуб

Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Приводится постановка задачи управления живучестью космических аппаратов мониторинга Земли в аномальных ситуациях. Определяются свойства, характеризующие живучесть, и рассматриваются принципы построения системы управления живучестью.

Космический аппарат, мониторинг Земли, целевые показатели эффективности, аномальные ситуации, живучесть, точки сингулярности и бифуркации.

Введение

Цель функционирования современных автоматических космических аппаратов мониторинга Земли (КА МЗ) состоит в выполнении на интервале активного функционирования (Таф) множества целевых задач с заданными целевыми показателями эффективности (ЦПЭ). Для этого КА МЗ оснащаются совокупностью бортовых систем (БС), каждая из которых реализует требуемую последовательность управлений, отвечающих выбранной стратегии управления для выполнения ЦПЭ.

Достижению заданных ЦПЭ препятствуют различные внешние и внутренние возмущающие факторы. Наиболее существенными из внешних факторов, особенно при длительном (Таф ≥ 5 лет) полёте вблизи естественных радиационных поясов Земли (ЕРПЗ), являются воздействия тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ) и высокоэнергетических протонов (ВЭП) внешних излучений (космических, солнечных, ЕРПЗ) с эффектом накопления. Это ускоряет деградацию комплектующих электро-радиоэлементов для бортовых систем, вызывая их сбои и отказы, изменение текущего технического состояния относительно их исходного (штатного) состояния, что проявляется в виде нештатных или аномальных ситуаций (АС) на борту КА [1, 2, 3].

В момент возникновения АС (T_{AC}) нарушается не только регулярный (эволюционный) характер процесса функционирования КА МЗ, но и скачкообразно изменяются цели и задачи, которые должны решаться на борту в последующие моменты времени. Главной становится задача оперативной нейтрализации АС с восстановлением целевых функций КА МЗ.

Решение такой задачи представляет собой сложную научно-техническую проблему, связанную с выбором приемлемых путей обеспечения длительного полёта КА МЗ с заданными ЦПЭ в изменяющихся условиях, в том числе при отказах БС.

Подход к выбору способа решения проблемы

В естественных системах разрушение сложившихся структур в точках бифуркации сопровождается в последующем процессами самоорганизации. В искусственных системах, как например в автоматических КА МЗ, для выхода из точек бифуркации необходимо предусматривать элементы «встроенной самоорганизации» как основы механизма их «адаптивно-компенсаторной регенерации».

Общие подходы к решению подобных проблем и повышению эффективности функционирования КА МЗ при отказах БС можно представить в виде схемы на рис. 1. Это подходы сформированы на

основе системных свойств: надёжности, отказоустойчивости и живучести. Их отдельные фрагменты отработаны в практике создания сложных технических систем (СТС) широкой номенклатуры и назначения (от информационно-вычислительных систем до электростанций и подводных лодок) [2,3,6,7]. Из анализа этих способов можно заключить следующее.

Для **невосстанавливаемых** систем отказоустойчивость и живучесть обеспе-

чиваются за счёт свойства надёжности, включающего в себя безотказность, ремонтпригодность, долговечность и сохраняемость.

Для **восстанавливаемых** систем отказоустойчивость и живучесть опираются на свойства ремонтпригодности и восстанавливаемости за счёт избыточности ресурсов аппаратно-программных средств.

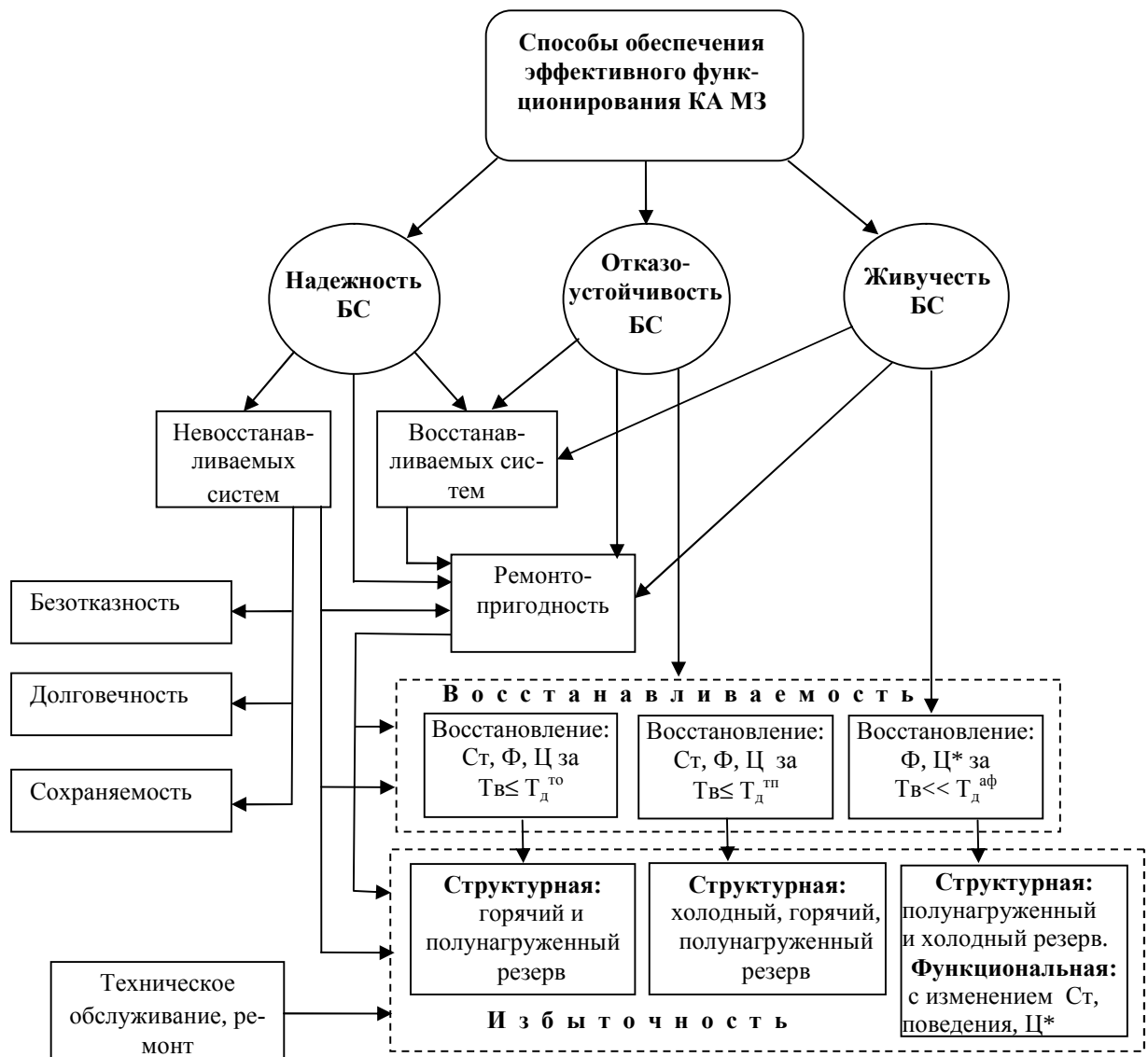


Рис. 1. Модель обеспечения эффективного функционирования КА МЗ с заданными ЦПЭ на основе свойств надёжности, отказоустойчивости и живучести бортовых систем.

Ст, Ф, Ц – соответственно структура, функции, целевые показатели (Ц*- допускаемые ЭТД при отказах БС); $T_{\text{в}}$, $T_{\text{д}}^{\text{то}}$, $T_{\text{д}}^{\text{тп}}$, $T_{\text{д}}^{\text{аф}}$ – длительности восстановления, допустимые для технологических операций, процесса и заданного $T_{\text{аф}}$, где $T_{\text{д}}^{\text{то}} < T_{\text{д}}^{\text{тп}} < T_{\text{д}}^{\text{аф}}$

Первый подход к решению проблемы базируется на свойстве надёжности, которая в соответствии с ГОСТ 34.003-90 [5] представляет собой способность СТС выполнять требуемые функции в течение определённого промежутка времени в нормированных условиях эксплуатации. Она опирается, в свою очередь, на безотказность структурных элементов СТС.

Такой подход достаточно полно изучен в теории надёжности и исследован на практике. Тем не менее высокий уровень надёжности систем не гарантирует её высокую живучесть. Кроме того, на практике определённые трудности возникают также и с выбором электро-радиоизделий (ЭРИ) при построении надёжной бортовой аппаратуры систем [1,2].

Различие между надёжностью, отказоустойчивостью и живучестью СТС вытекает из определения надёжности как способности выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения [4,6]. Следовательно, когда возникают условия (аномальные ситуации), не предусмотренные эксплуатационно-технической документацией (ЭТД), и когда для сохранения работоспособности системы требуется изменять взаимосвязи её структурных элементов, их функции и режимы работы, методы теории надёжности не дают желаемого результата. Однако в ряде частных случаев, когда длительность восстановления T_v отказавшего структурного элемента не превышает времени пребывания СТС в состоянии отказа ($T_d^{то}$), допустимого по условиям сохранения параметров текущей технологической операции (ТО), $T_v \leq T_d^{то}$, то такой отказ не приводит к потере работоспособности СТС и её живучести.

При малых значениях $T_d^{то}$ аналогичный эффект достижим при структурном резервировании БА, причём в «горячем» режиме, так как введение в строй «холодного» резерва связано с затратами времени на его «разогрев», особенно значительными в электромеханических системах (типа гироскопических), что далеко не всегда возможно без нарушения пара-

метров выполняемой технологической операции и структуры системы. Применение в таких условиях функциональных резервов для поддержания надёжности (как и отказоустойчивости) СТС практически невозможно, поскольку связано с изменением структуры системы и её поведения.

Второй подход формируется на основе свойства отказоустойчивости БС, которое чаще всего определяется как способность системы сохранять свою работоспособность, выполняя заданные функции, или восстанавливаться после воздействия одного или нескольких сбоев и отказов компонентов. Причём восстанавливаться с сохранением и структуры, и функций, и показателей системы, что связано с подходами и технологиями, позволяющими быстро реанимировать (или заменять) неисправный элемент, чтобы понести при этом минимальные потери. Отказоустойчивость можно измерять коэффициентом:

$$A = (T_{мо} - (T_{об} + T_v)) / T_{мо},$$

где A - отказоустойчивость, $T_{мо}$ - время между отказами, $T_{об}$ - время, необходимое для обнаружения (выявления) отказа и выбора решения по восстановлению, T_v - время восстановления после отказа или сбоя в диапазоне допустимых значений для технологического процесса без потери основных функций БС.

Следовательно, в отличие от надёжности, свойство отказоустойчивости допускает возможность функционирования системы при отказах и сбоях с некоторыми потерями, определяемыми временем простоя и восстановления структуры и функций [6,7]. Практическая реализация этого свойства также связана с использованием структурной избыточности элементов, обеспечивая восстановление структуры системы и показателей за время $T_v \leq T_d^{тп}$.

По сути, отказоустойчивость является промежуточным свойством между надёжностью и живучестью.

Третий подход базируется на свойстве живучести БС. Для обеспечения это-

го свойства пригодны все формы избыточности (структурная, функциональная, информационная, временная), поскольку допускается возможность изменения не только структуры и поведения СТС, но и её показателей в пределах, устанавливаемых ЭТД [6]. Следовательно, живучесть связана с необходимостью поддержания в заданных пределах ЦПЭ для всех режимов функционирования КА МЗ при возникновении ситуаций, не предусмотренных условиями нормальной эксплуатации.

Свойства живучести КА МЗ

В ГОСТ [5,6] регламентируются основные свойства, характеризующие надёжность, но частные свойства, определяющие живучесть сложных технических систем (СТС), отсутствуют.

В этой связи, исходя из особенностей функционирования КА МЗ при появлении АС и поддержания в заданных пределах ЦПЭ, возникают задачи: выделить основные свойства, определяющие живучесть КА МЗ, предложить единичные и комплексные показатели живучести, разработать критерии и области живучести КА, а также принципы построения бортовой системы управления живучестью КА (СУЖ КА) в аномальных ситуациях.

По результатам исследований различных КА выявлены основные компоненты комплексного свойства живучести, в сравнении со свойствами надёжности, проведена их декомпозиция и получены принципы их реализации, представленные на рис. 2 - 6 .

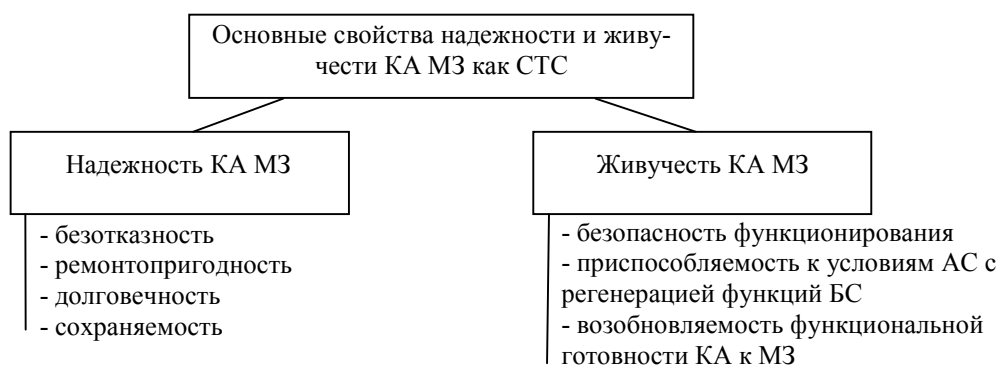


Рис. 2. Свойства, определяющие надёжность и живучесть КА

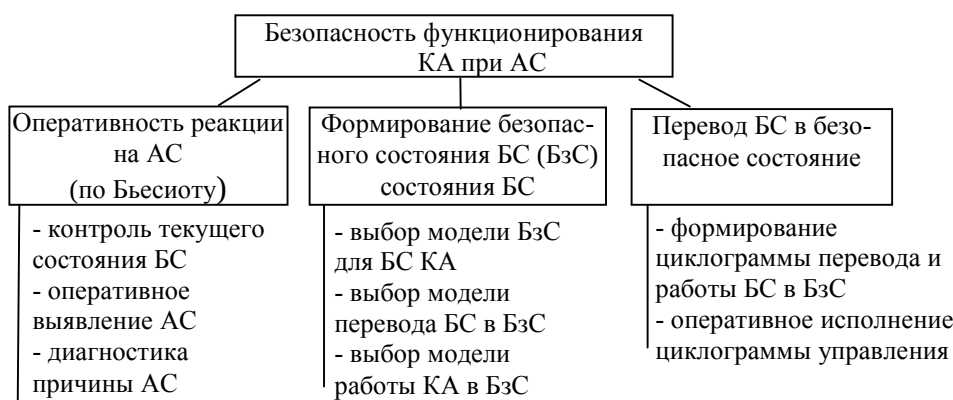


Рис. 3. Декомпозиция свойства безопасности функционирования КА при АС

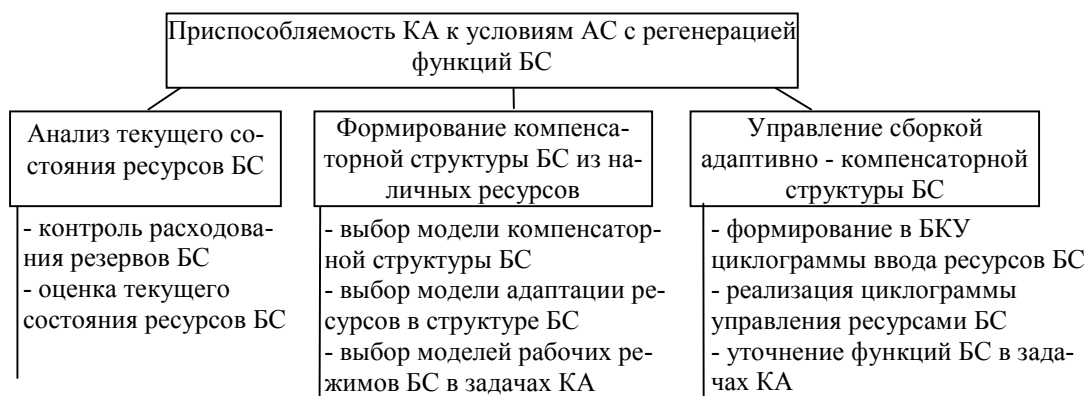


Рис. 4. Декомпозиция свойства приспособляемости КА к условиям АС с регенерацией функций БС

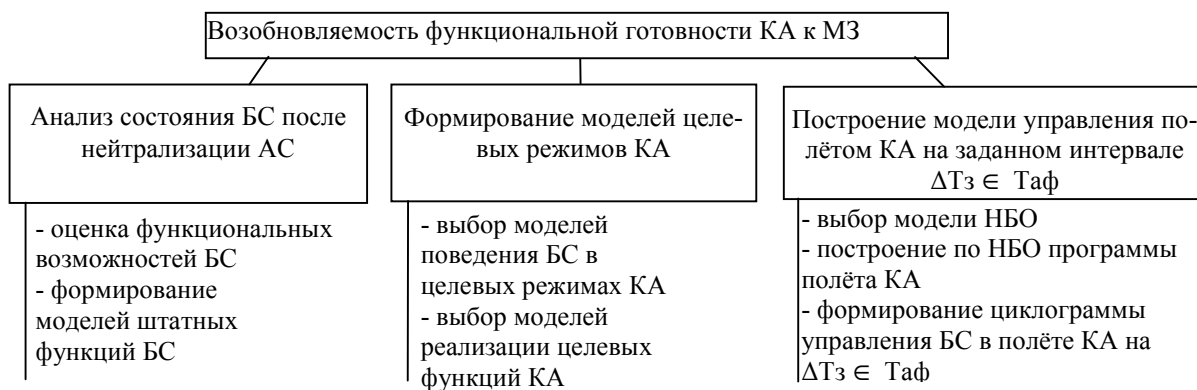


Рис. 5. Декомпозиция свойства возобновляемости функциональной готовности КА к мониторингу Земли

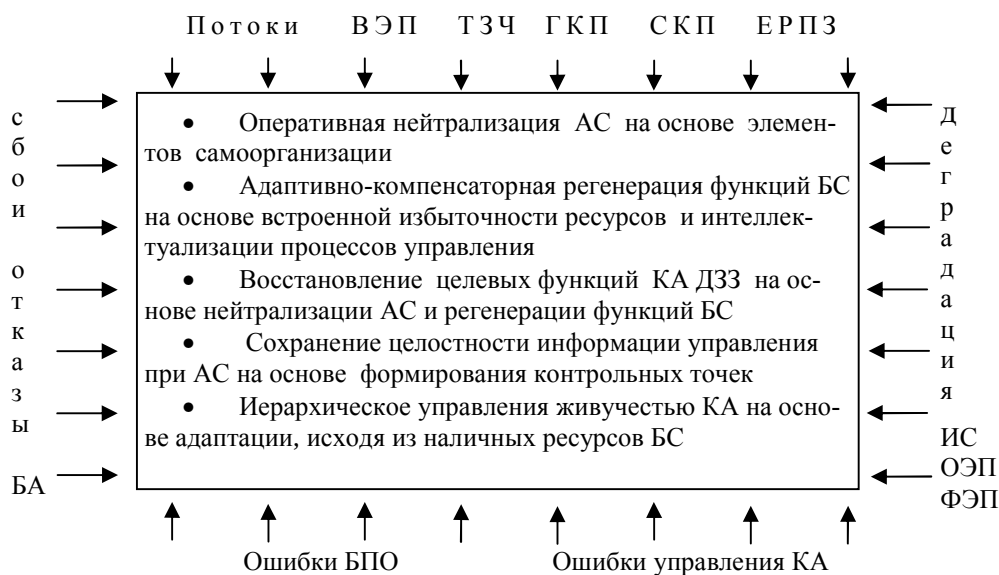


Рис. 6. Основные дестабилизирующие факторы и принципы нейтрализации их воздействия

Показатели и критерии живучести при построении СУЖ КА

Рассмотрим основные аспекты свойств живучести КА МЗ и их место при поддержании функциональной готовности КА к МЗ и реализации соответствующей системы управления живучестью (СУЖ КА).

Функциональная готовность КА к МЗ определяется как потенциальная возможность целевого функционирования КА и задаётся в виде временного интервала Таф, потенциально пригодного для организации процесса мониторинга, то есть в течение этого периода соблюдаются условия освещённости земной поверхности и бортовые системы КА находятся в работоспособном состоянии. Значение Таф можно вычислить как результат наложения этих двух процессов [2,4].

В общем случае функциональная готовность определяется коэффициентом готовности Кг, максимальное значение которого характеризует наивысшую (исходную) работоспособность БС.

При возникновении АС работоспособность БС нарушается вследствие отказа компонентов. Поэтому, наряду с задачей регенерации утраченных функций БС возникает задача реанимации функциональной готовности КА к МЗ на уровне, близком к исходному (с допустимой деградацией ЦПЭ).

Что касается улучшения показателей по разрешающей способности получаемых снимков, то здесь важным фактором является реализация **полётной калибровки** бортовых систем, влияющих на качество целевой информации [2].

Безразмерный модифицированный **показатель Бьесиота**, отражающий способность системы реагировать на АС с целью нейтрализации её последствий, определяется выражениями [2]:

$$\beta_2 = \beta_2 \left(\frac{t_{с.с}}{t_{доп}} \right), \quad \beta_2 = \frac{C_{реак}}{C_{угр}} \geq \frac{t_{доп}}{t_{доп} - t_{с.с}}$$

или

$$\beta_2 \geq \frac{1}{1 - \frac{t_{с.с}}{t_{доп}}},$$

где $C_{реак}$ – показатель, определяющий скорость реагирования системы на АС; $C_{угр}$ – показатель, определяющий скорость распространения угрозы внутри системы; $t_{с.с}$ – время жизни скрытого состояния АС; $t_{доп}$ – допустимое время развития АС.

Отношение $\frac{t_{с.с}}{t_{доп}} = 1$ можно использовать в качестве классификатора. Это позволяет выделить две области реагирования на АС: область, в которой развитие АС может быть локализовано бортовыми средствами СУЖ КА, и область $t_{с.с} > t_{доп}$ катастрофического развития АС. На рис. 7 приведены области возможного развития АС β_2



Рис. 7. Области обеспечения живучести

При $\Delta t = t_{доп} - t_{с.с} \rightarrow 0$ показатель $\beta_2 \rightarrow \infty$. Следовательно, с позиции адаптивности выхода из АС точка =1 является сингулярной.

Важно отметить, что для распознавания и принятия решения по локализации АС требуется дополнительное время $\Delta t_{лок}$ (рис.8).

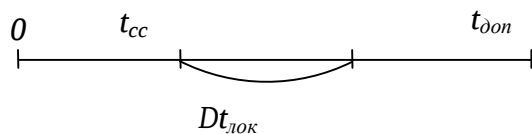


Рис. 8. Три временных параметра АС

Тогда показатель Бьесиота для трёх временных факторов (β_3) принимает вид

$$\frac{t_{\text{доп}}}{\Delta t_{\text{лок}}} \geq \beta_3 \geq 1 + \frac{t_{\text{сс}}}{\Delta t_{\text{лок}}}.$$

Области живучести для этого случая приведены на рис. 9. При этом сингулярная

точка соответствует величине $\frac{t_{\text{доп}}}{\Delta t_{\text{лок}}} - 1$ на оси абсцисс.

Для исключения возможности попадания системы в область катастрофического развития АС, характеризующейся большой степенью неопределённости с появлением каскада бифуркаций, в СУЖ необходимо предусматривать переход к заранее подготовленным устойчивым состояниям КА, в которых не допускается нежелательное развитие АС.



Рис. 9. Области живучести КА

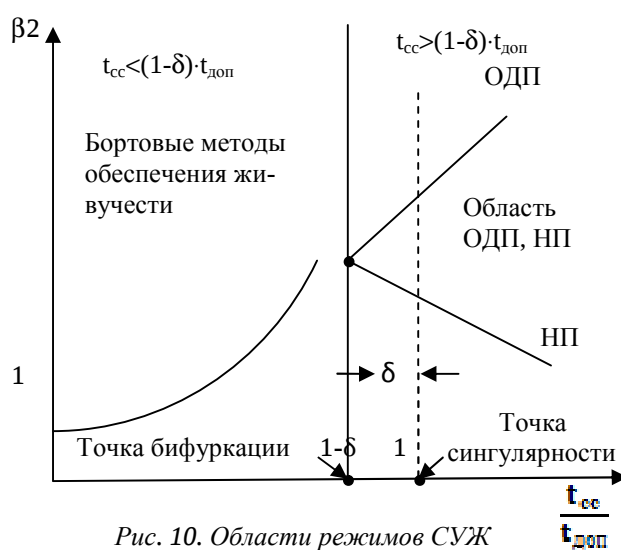


Рис. 10. Области режимов СУЖ

В качестве таких состояний можно рассматривать режимы ориентированного дежурного полёта (ОДП) и неориентированного полёта (НП). Переход в эти режимы должен соответствовать не точке сингулярности, а предшествующей ей точке бифуркации, отстоящей на величину δ , как показано на рис.10.

Режимы ОДП и НП КА МЗ реализуются как с использованием бортовых алгоритмов «встроенной самоорганизации», так и с привлечением наземного комплекса управления (НКУ).

Критерии автономности для низко-орбитальных КА МЗ детально описаны в [7]. Информация, необходимая для поддержания функциональной готовности КА МЗ, может нарушаться из-за аппаратных сбоев, отказов и программных ошибок. Исключение влияния их последствий реализуется на основе принципа целостности информации, для чего в бортовой базе знаний СУЖ предусматривается набор решающих правил, с помощью которых проводится восстановление на регистрах вычислительных устройств «правильной информации». Это фиксированный набор данных, либо заранее подготовленный и хранящийся в базе знаний, либо оперативно формируемый в реальном масштабе времени в ходе управления КА. Восстановление целостности информации осуществляется путём «отката» процесса не в его начало, а в последнее из запомненных «правильных состояний».

В случае реализации режимов ОДП и НП обычно предусматривается возмож-

ность дистанционной коррекции бортовой базы данных, аналогично приведённой в [2].

На рис. 11 представлена совокупность принципов диагностики АС, критерии и схемы взаимодействия компонентов СУЖ КА с внешними контурами управления полётом (орбитальным и наземным), полученная исходя из оперативного выявления АС и её парирования с восстановлением штатного функционирования КА МЗ [8].

Заключение

Процесс обеспечения способности КА МЗ эффективно функционировать на длительных этапах полёта накладывает особые требования по оперативному управлению живучестью бортовых систем в аномальных ситуациях, из которых определяются подходы, принципы и методы их реализации.

На основе предложенного подхода сформированы основные свойства, характеризующие живучесть КА МЗ при нарушении штатных условий полёта.

Принципы управления техническим состоянием БС в обеспечение живучести КА разработаны исходя из оперативной нейтрализации последствий АС с регенерацией основных функций БС.

Методы восстановления штатного функционирования КА МЗ после воздействия АС реализуются с учётом допустимой (по ЭТД) деградации целевых показателей.

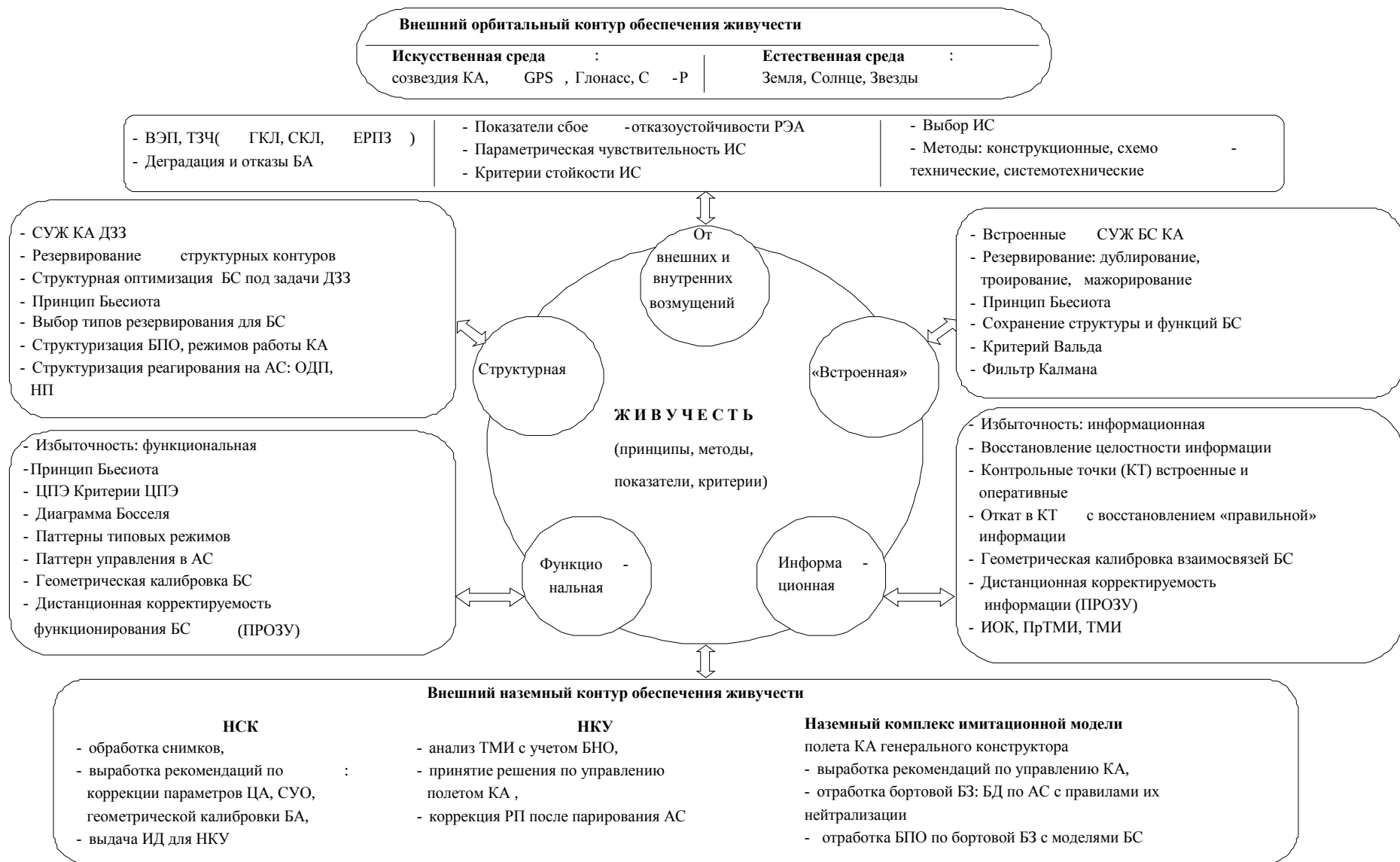


Рис. 11. Схема диагностики АС и взаимодействия компонентов распределённой системы управления живучестью КА

Библиографический список

1. Ахметов, Р. Н. Проблемы обеспечения сбое-отказоустойчивости бортовой аппаратуры КА ДЗЗ от воздействия излучений космического пространства [Текст] / Р. Н. Ахметов, В. П. Макаров, А. В. Соллогуб // «Мехатроника, автоматизация, управление». - 2009. - № 11. - С. 72-78.
2. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии [Текст] / А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, А. В. Соллогуб [и др.] – М.: Машиностроение, 2010. - 384 с.
3. Соллогуб, А. В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: математические модели повышения эффективности КА. [Текст] / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов - М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.
4. Ахметов, Р. Н. Критериальный подход к управлению живучестью авто-

матических КА ДЗЗ [Текст] / Р. Н. Ахметов, В. П. Макаров, А. В. Соллогуб // Полет. – 2010. - № 6. - С. 24-29.

5. ГОСТ 34.003–90. Комплекс стандартов на автоматизированные системы. Термины и определения. – М.: Изд-во стандартов, 1990.

6. ГОСТ 27.002-89. Надёжность в технике. Основные понятия. Термины и определения [Текст]. – М.: Изд-во стандартов, 1989.

7. Ахметов, Р. Н. Оценка автономности низкоорбитальных КА ДЗЗ. [Текст] / Р. Н. Ахметов, В. П. Макаров, А. В. Соллогуб // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2009. - №10. - С. 7-14.

8. Ахметов, Р. Н. Принципы управления космическими аппаратами мониторинга Земли в аномальных ситуациях [Текст] / Р. Н. Ахметов, В. П. Макаров, А. В. Соллогуб // Информационно - управляющие системы. – 2012. - №1. - С. 16-22.

PECULIARITIES OF EARTH OBSERVATION SPACE VEHICLE CONTROL IN CONTINGENCIES

© 2012 R. N. Akhmetov, V. P. Makarov, A. V. Sollogub

State Research and Production Space Center «TsSKB-Progress», Samara

The problem of Earth observation space vehicle control in contingencies is posed. Survivability behavior of unmanned spacecraft is defined. The principles of constructing a system for space vehicle survivability control are discussed.

Space vehicle, Earth observation, contingencies, target efficiency indicators, point of singularity and bifurcation.

Информация об авторах

Ахметов Равиль Нургалиевич, доктор технических наук, генеральный конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: csdb@samspace.ru. Область научных интересов: проектирование и испытания ракетно-космической техники.

Макаров Валентин Павлович, доктор технических наук, научный советник, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: csdb@samspace.ru. Область научных интересов: системы управления движением космических аппаратов.

Соллогуб Анатолий Владимирович, доктор технических наук, главный научный сотрудник, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: csdb@samspace.ru. Область научных интересов: моделирование ракетно-космических систем.

Akhmetov Ravil Nurgalievich, doctor of engineering science, General Designer, Space Rocket Center «TsSKB-Progress». E-mail: csdb@samspace.ru. Area of research: designing and testing of space rocket systems.

Makarov Valentin Pavlovich, doctor of engineering science, scientific adviser, Space Rocket Center «TsSKB-Progress». E-mail: csdb@samspace.ru. Area of research: space vehicle motion control systems.

Sollogub Anatoliy Vladimirovich, doctor of engineering science, chief scientific adviser, Space Rocket Center «TsSKB-Progress». E-mail: csdb@samtel.ru. Area of research: modeling of space rocket systems.

УДК 531.36 + 629.78

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ В ПОЛЁТЕ

© 2012 Р. Н. Ахметов, А. В. Соллогуб, В. П. Макаров, А. А. Головченко, А. В. Филатов

Государственный научно-производственный ракетно-космический
центр «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Рассмотрены вопросы реализации полётной калибровки бесплатформенной инерциальной системы ориентации в части оценки взаимного положения осей измерителя угловой скорости и астроизмерительного базиса системы управления ориентацией, а также вопросы определения и учёта погрешностей измерителя угловой скорости. Предложен алгоритм полётной геометрической и параметрической калибровки этого измерителя.

Измеритель угловой скорости, геометрическая и параметрическая полётная калибровка, взаимное положение осей, астроизмерительный базис, бортовая аппаратура, система управления ориентацией.

Введение

При управлении автоматическими космическими аппаратами мониторинга Земли (КА МЗ) одной из центральных является задача определения углового положения в пространстве (ориентации) осей КА МЗ в обеспечение требуемой высокой точности наведения целевой аппаратуры (ЦА) на наблюдаемые наземные объекты. На многих современных КА эта задача решается бесплатформенной инерциальной системой ориентации (БИСО). Принцип работы БИСО заключается в формировании данных об угловом положении КА по информации измерителя угловой скорости (ИУС) об абсолютной угловой скорости КА и периодической её коррекции по информации от астродатчиков (АД). Погрешности измерений, которые даёт бортовая аппаратура (БА), составляют единицы угловых секунд, а погрешности ориентации КА МЗ – на порядок хуже вследствие рассогласования осей БА в полёте и её систематических составляющих погрешностей. Это обусловлено как погрешностями изготовления конструкции КА и взаимной установки БА (угловые минуты), так и эксплуатационными условиями на участке выведения КА (удары и вибронегрузки от раке-

ты) и периодическими (витковыми) изменениями температурных градиентов в полёте. Поэтому повышение точности ориентации КА связывается не только с созданием более совершенных его конструкций, но и с разработкой способов (прямых и алгоритмических) определения в полёте текущего взаимного положения осей БА, систематических составляющих погрешностей и их учёта в процессе управления.

Наиболее известные подходы к решению задачи калибровки базируются на проведении серии плоских калибровочных разворотов КА по каждому каналу на углы от 180° до 360° , получении измерений угловой скорости по информации ИУС и АД, оценивании их невязок с последующим вычислением погрешностей [1]. Их общим недостатком является большая длительность процесса, что не только снижает производительность КА, но и обуславливает зависимость результатов калибровки от температурной нестабильности конструкции КА.

В настоящей работе предлагается алгоритм полётной геометрической и параметрической калибровки центрального элемента современных БИСО - измерителя угловой скорости, отличающийся малой длительностью процесса калибровки, достигаемой вследствие уменьшения не-

обходимых углов поворотов (до ± 20 градусов), что, в свою очередь, также позво-

ляет совмещать калибровку с целевой работой КА.



Рис. 1. Структурная схема БИСО

Общая схема бесплатформенной системы ориентации

Вариант структурной схемы БИСО КА типа «Ресурс-ДК» представлен на рис. 1.

АД обеспечивает прецизионное определение положения осей $OXYZ$ своей приборной системы координат ($ПСК_{АД}$) в инерциальной системе координат ($ИСК$), которая физически реализуется бортовым каталогом звёзд (прямое восхождение и склонение звёзд) на эпоху T_0 . Внутренняя система координат АД ($ВнСК_{АД}$) определяется положением плоскости фотоприёмника изображений звёзд. Угловые расстояния между направлениями на центры зафиксированных изображений звёзд сравниваются с углами между направлениями на звёзды по бортовому каталогу, что приводит к их опознаванию (с погрешностью около 1 угл. с). В результате становится известным кватернион ориентации осей $ВнСК_{АД}$ относительно $ИСК$. Приборная система координат АД фиксируется посадочной площадкой прибора.

ИУС предназначен для измерения абсолютной угловой скорости КА при его угловых движениях. Конструктивно ИУС представляет собой моноблок, жёстко закреплённый на корпусе КА и включающий в себя три и более чувствительных элемента (ЧЭ) - одноосных измерителей

угловой скорости. Наиболее простым является ИУС с тремя ЧЭ, оси чувствительности которых ортогональны и совпадают с осями приборной системы координат ($ПСК$) ИУС.

Алгоритм съёма информации с АД обеспечивает получение данных от АД в соответствии с протоколом информационного обмена.

Алгоритм съёма информации с ИУС обеспечивает получение данных (угловой скорости) от ИУС в соответствии с протоколом информационного обмена и проецирование её на оси связанной системы координат ($ССК$) КА.

Алгоритм определения ориентации астроизмерительного базиса ($АИБ$) - ортогональной системы координат, построенной по информации «виртуального» АД [2], обеспечивает формирование информации об его угловом положении в $ИСК$ ($\Delta_{ИСК}^{АИБ}$) по информации об угловом положении $ПСК$ АД в $ИСК$ ($\Delta_{ИСК}^{ПСК_{АД}}$).

Алгоритм определения ориентации КА обеспечивает формирование информации об угловом положении КА в $ИСК$ с частотой работы системы определения ориентации. Текущее угловое положение КА (Δ_t) определяется выражением:

$$\Delta_t = \Delta_{t-\Delta t} + \Delta\Delta^u, \quad (1)$$

где Λ_t и $\Lambda_{t-\Delta t}$ - кватернионы углового положения КА на момент окончания текущего и предыдущего периода работы системы;

$\Delta\Lambda''$ - приращение кватерниона, определяющее изменение углового положения КА за текущий период работы системы Δt , по измерениям ИУС.

Приращение кватерниона ($\Delta\Lambda''$) определяется по информации о проекциях средней за период работы системы абсолютной угловой скорости вращения:

$$\begin{aligned}\Delta l_0 &= \cos \frac{|w| \cdot \Delta t}{2}, \\ \Delta l_1 &= \frac{w_x}{|w|} \sin \frac{|w| \cdot \Delta t}{2}, \\ \Delta l_2 &= \frac{w_y}{|w|} \sin \frac{|w| \cdot \Delta t}{2}, \\ \Delta l_3 &= \frac{w_z}{|w|} \sin \frac{|w| \cdot \Delta t}{2},\end{aligned}\quad (2)$$

где $\Delta l_0, \Delta l_1, \Delta l_2, \Delta l_3$ - элементы кватерниона $\Delta\Lambda$;

w_x, w_y, w_z - проекции вектора средней за период работы системы угловой скорости на оси ПСК ИУС.

Для расчёта кватерниона (1), определяющего текущее угловое положение КА, необходимо знание его начального значения.

Начальному значению кватерниона $\Lambda_{t-\Delta t}$ присваивается значение кватерниона ориентации ($\Lambda_{\text{ИСК}}^{\text{АИБ}}$), полученное алгоритмом построения астроизмерительного базиса по информации с астродатчиков.

Следует отметить, что АД определяют ориентацию своих приборных осей относительно ИСК непосредственно, а ИУС – косвенно, путём интегрирования измеряемых значений угловых скоростей. При астрокоррекции в качестве эталонных значений углового положения КА используются данные с АИБ.

Наибольшие точности определения положения КА могут достигаться при использовании информации, получаемой с двух синхронно работающих АД, установленных на КА под разными углами. Но временной диапазон, при котором возможна синхронная работа двух АД,

ограничен из-за засветки их небесными телами – Солнцем, Луной, Землёй. Причём в процессе полёта КА число участков, на которых возможна синхронная работа с двумя АД, значительно меньше числа участков, на которых возможна работа с одним из АД. В этой связи возникла идея построения и использования «виртуального» АД (его математической модели), с помощью которого обеспечивается получение точности ориентации КА, близкой к точности, достигаемой при двух синхронно работающих АД, по аналогии с [2]. В этом случае, определив невязки между показаниями реальных и «виртуального» АД, можно осуществлять управление КА по измерениям одного АД, корректируя их с учётом невязок.

Повышение точности ориентации КА на основе полётной калибровки БА

Приращение ($\Delta\Lambda''$) кватерниона, определяющего ориентацию КА по выражениям (2), вычисляется с использованием данных измерений угловой скорости КА прибором ИУС. Поскольку эти данные включают в себя инструментальные ошибки ИУС и погрешности его установки, то погрешность определения кватерниона Λ_t возрастает со временем. Для устранения ошибок определения углового положения КА проводится коррекция кватерниона Λ_t с использованием информации, формируемой алгоритмом построения астроизмерительного базиса по измерениям астродатчиков.

Коррекция кватерниона Λ_t проводится каждый раз при наличии информации с астродатчиков (режим «коррекция»). При этом информация с АД поступает в систему управления с максимальной частотой 4 Гц, если в их полях «зрения» отсутствуют Солнце, Луна или Земля. При нахождении в полях «зрения» АД Солнца, Луны или Земли информация об астроизмерениях не поступает и кватернион (Λ_t), определяющий ориентацию КА, не корректируется, а система управления работает в режиме «память», то

есть кватернион, определяющий ориентацию КА, формируется только по информации с измерителя угловой скорости.

Коррекция кватерниона Λ_t производится в соответствии с выражением:

$$\Lambda'_t = \Lambda_t \Delta\Lambda^{\text{кор}}, \quad (3)$$

где

$$\Delta\Lambda^{\text{кор}}(l_0^{\text{кор}}, l_i^{\text{кор}}),$$

$$\Delta l_0^{\text{кор}} = \sqrt{1 - \sum_i (\Delta l_i^{\text{кор}})^2},$$

$$\Delta l_i^{\text{кор}} = m \cdot \Delta l_i, i = 1, 3,$$

m - коэффициент фильтрации ($m < 1$),

$$\Delta\Lambda = \bar{\Lambda}_t, \circ \Lambda_t^A,$$

$$\Lambda_t^A = \Lambda_{\text{ИСК}}^{\text{АИБ}},$$

Λ'_t - кватернион откорректированного текущего углового положения КА.

В настоящее время разработаны алгоритмы калибровки, совмещающие в себе геометрическую и параметрическую калибровку. Под геометрической калибровкой ИУС понимается определение погрешности углового положения осей чувствительности ИУС относительно астроизмерительного базиса.

Под параметрической калибровкой ИУС понимается определение компонентов погрешности измерений ИУС, а именно:

- погрешностей масштабных коэффициентов;
- погрешностей постоянных составляющих ошибки измерения угловой скорости.

Схема взаимного положения систем координат (и соответствующие кватернионы), используемых в БИСО, отражающих связь КА (ССК), целевой аппаратуры (ВСК – визирная система координат), АИБ, ИУС и их компонентов (ВОГ – волоконно-оптический гироскоп) с ИСК, приведена на рис. 2.

Погрешность взаимного положения АИБ и ССК ($\delta\Lambda_{\text{ССК}}^{\text{АИБ}}$) обусловлена погрешностями:

- установки АД ($\delta\Lambda_{\text{АД}}^{\text{уст}}$);
- установки фотоприёмника АД ($\delta\Lambda_{\text{ФП}}^{\text{уст}}$);
- измерений АД ($\delta\Lambda_{\text{АД}}^{\text{изм}}$);

- установки ИУС ($\delta\Lambda_{\text{ИУС}}^{\text{уст}}$);
- установки ВОГ ИУС ($\delta\Lambda_{\text{ВОГ}}^{\text{уст}}$);
- измерений ИУС ($\delta\omega_{\text{ИУС}}^{\text{изм}}$).

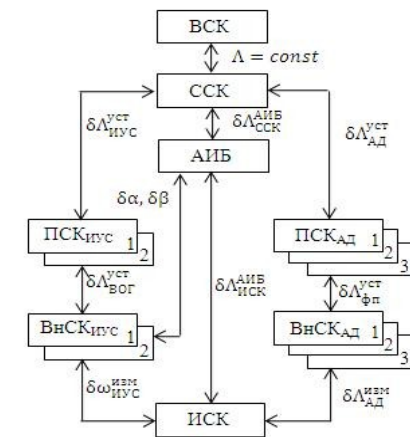


Рис. 2. Взаимное положение систем координат, используемых в БИСО

Описание алгоритма калибровки ИУС

Задачей процесса калибровки ИУС является определение (рис. 3):

- погрешностей углового положения одноосных измерителей ИУС относительно астроизмерительного базиса ($\delta\alpha_i, \delta\beta_i, i=1,2,3$);
- погрешностей масштабных коэффициентов одноосных измерителей ИУС ($\delta k_i, i=1,2,3$);
- погрешностей постоянных составляющих ошибок измерения одноосных измерителей ИУС ($\delta\omega_{\text{ук}i}^{\text{оч}}, i=1,2,3$).

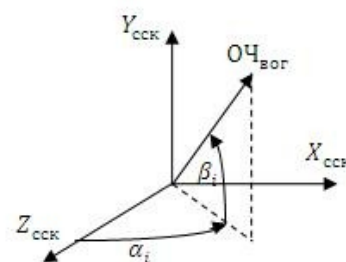


Рис. 3. Положение осей чувствительности (ОЧ) ИУС в ССК

На рис. 3 β_i - углы между измерительными осями одноосных измерителей и их проекциями на плоскость $Z_{\text{ССК}} X_{\text{ССК}}$, которые отсчитываются от проекций в сторону $+Y_{\text{ССК}}$;

α_i - углы между проекциями измерительных осей одноосных измерителей на

плоскость $Z_{\text{ССК}} X_{\text{ССК}}$ и осью $Z_{\text{ССК}}$, которые отсчитываются от оси $+Z_{\text{ССК}}$ в сторону $+X_{\text{ССК}}$.

Для выполнения калибровки ИУС КА выбираются четыре участка ($l=1,2,3,4$) длительностью T каждый, где производятся вращения КА со скоростями: $\omega_{X,Y,Z}=0$; $\omega_X \neq 0$, $\omega_{Y,Z}=0$; $\omega_Y \neq 0$, $\omega_{X,Z}=0$; $\omega_Z \neq 0$, $\omega_{X,Y}=0$.

На момент начала и окончания каждого участка запоминается информация с ИУС и АД:

- $t^{\text{НЛ}} (t^{\text{КЛ}})$ - время привязки информации на момент начала (окончания) участка;

- $\Lambda_{\text{АИБ}}^{\text{НЛ}} (\Lambda_{\text{АИБ}}^{\text{КЛ}})$ - кватернион ориентации АИБ в ИСК ($\Lambda_{\text{ИСК}}^{\text{АИБ}}$) на момент начала (окончания) участка;

- $Iw_{\text{ИУС}}^{\text{ОЧ-НЛ}} (Iw_{\text{ИУС}}^{\text{ОЧ-КЛ}})$ - интегралы проекций абсолютной угловой скорости вращения КА на оси чувствительности ИУС на момент начала (окончания) участка.

По завершении работы КА на всех четырёх участках ($l = 1,2,3,4$) с учётом трёх осей чувствительности (ОЧ) ИУС ($i = 1,2,3$) формируется система 12 алгебраических уравнений с 12 неизвестными для определения погрешностей масштабных коэффициентов (δk_i), уходов ($\delta \omega_{\text{УХ}}^{\text{ОЧ}} i$) и углового положения осей ИУС относительно базовых осей АД ($\delta \alpha_i$, $\delta \beta_i$):

$$\delta k_i \omega_{il}^{\text{АД}} + \delta \omega_{\text{УХ}}^{\text{ОЧ}} i + \omega_{(i+1)l}^{\text{АД}} \sin(\delta \alpha_i) - \omega_{(i+2)l}^{\text{АД}} \sin(\delta \beta_i) = \omega_{il}^{\text{АД}} - \omega_{il}^{\text{ИУС}},$$

где $\delta \omega_{\text{УХ}}^{\text{ОЧ}} i$ - «уход» ИУС по оси i ; $\omega_{il}^{\text{АД}}$, $\omega_{(i+1)l}^{\text{АД}}$, $\omega_{(i+2)l}^{\text{АД}}$ - проекции вектора угловой скорости КА на l -м участке, определённого по измерениям АД ($\Lambda_{\text{АИБ}}^{\text{НЛ}}$, $\Lambda_{\text{АИБ}}^{\text{КЛ}}$);

$\omega_{il}^{\text{ИУС}}$ - проекции того же вектора, определённого по измерениям ИУС ($Iw_{\text{ИУС}}^{\text{ОЧ-НЛ}}$, $Iw_{\text{ИУС}}^{\text{ОЧ-КЛ}}$).

Решение системы не представляет больших трудностей, так как матрица системы является разреженной. Например, параметр $\delta \omega_{\text{УХ}}^{\text{ОЧ}} i$ может быть вычислен по

окончании самого первого участка, для которого $\omega_{X,Y,Z} = 0$, так как в данном случае разность показаний по АД и ИУС обусловлена только уходами ИУС по осям. В связи с этим приходим к системе из 9 уравнений с 9 неизвестными.

После завершения расчётов полученные результаты калибровки передаются в ИУС для использования при формировании выходной информации.

Алгоритм проведения калибровки ИУС представлен на рис. 4.

В первом блоке осуществляется съём с ИУС измеренной информации об угловой скорости вращения КА ($w_{\text{ИСК}}^{\text{ИЗМ}}$) и её проецирование на оси ССК ($w^{\text{И}}$) с использованием матрицы направляющих косинусов номинального положения осей ПСК ИУС в ССК ($M_{\text{ССК}}^{\text{ПСК ИУС}}$). В случае использования в приборе результатов калибровки ($\alpha^{\text{КЛБ}} = 1$), проецирования его выходной информации на оси ССК не проводится.

Во втором блоке осуществляется вычисление за период работы алгоритма Δt приращения кватерниона ориентации КА ($\Delta \Lambda^{\text{И}}$) и расчёт текущего неоткорректированного значения кватерниона ориентации КА (Λ_i).

В третьем блоке при наличии информации с АД ($\Lambda_{\text{ИСК}}^{\text{АИБ}}$) определяется погрешность ($\Delta \Lambda^{\text{КОР}}$) кватерниона Λ_i на текущем интервале Δt и выполняется его коррекция.

Четвёртый блок является подготовительным для калибровки ИУС. Здесь запоминаются исходные данные для расчёта результатов калибровки на момент начала каждого участка ($\Lambda_{\text{АИБ}}^{\text{НЛ}}$, $Iw_{\text{ИУС}}^{\text{ОЧ-НЛ}}$, $t^{\text{НЛ}}$, $l = \overline{1,4}$).

В пятом блоке запоминаются исходные данные для расчёта результатов калибровки на момент окончания каждого участка калибровки ($\Lambda_{\text{АИБ}}^{\text{КЛ}}$, $Iw_{\text{ИУС}}^{\text{ОЧ-КЛ}}$, $t^{\text{КЛ}}$, $l = \overline{1,4}$).

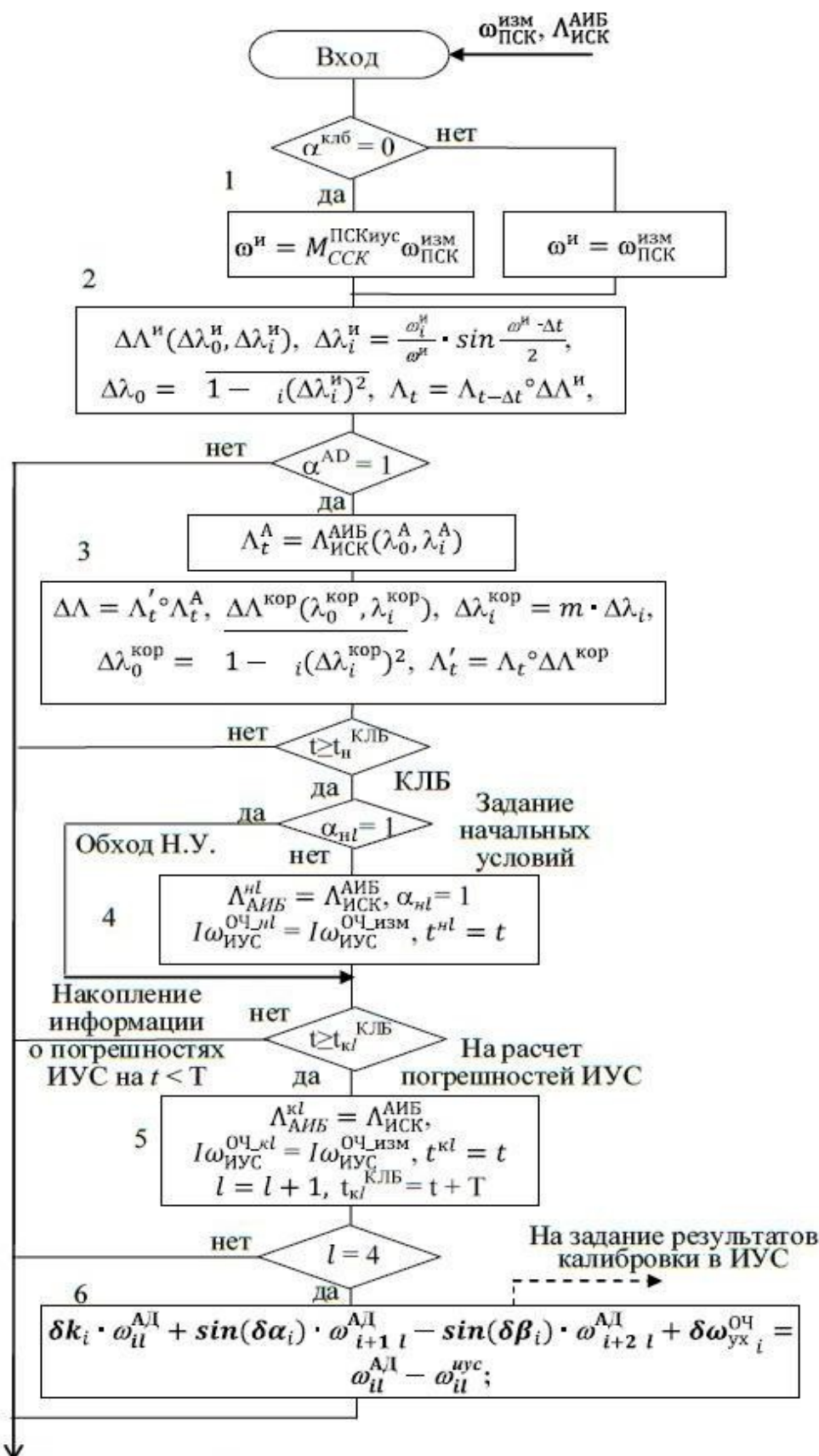


Рис. 4. Алгоритм калибровки ИУС, совмещённый с острокоррекцией

Собственно калибровка осуществляется в шестом блоке, где по накопленным данным на всех участках ($l=1, \dots, 4$) для каждой оси чувствительности ($i = 1, 2, 3$) формируется и решается система 12 алгебраических уравнений с 12 неизвестными.

Решения полученных уравнений ($da_i, db_i, dk_i, dw_{yx\ i}^{OЧ}$, $i=1, 2, 3$) передаются в ИУС для их использования при формировании его выходной информации.

Результаты моделирования процесса калибровки ИУС

Точность результатов калибровки зависит от длительности измерительных участков и от погрешностей выходной информации ИУС и АД.

Длительности участков измерения выбраны равными 240 с. Погрешности измерений АД и ИУС, а также значения оцениваемых в процессе калибровки параметров приведены в таблицах 1, 2, 3, 4. Влияние инструментальных погрешностей БА выражается в увеличении погрешности результатов калибровки, но точность калибровки остаётся достаточной для определения оцениваемых величин.

Таблица 1. Случайная (S) и предельная суммарная погрешности измерения углового положения осей приборной системы координат АД в ИСК

Параметр	Угловая скорость, °/с	Предельная погрешность, угл. с	Случайная составляющая (S), угл. с
Направление оси Z ПСК	0,0	7	0,5
	0,067	9	1,0
	1,2	25	5
Направление осей X, Y ПСК	0,0	41	2
	0,067	50	5
	1,2	95	20

Таблица 2. Погрешности измерения интегралов проекций абсолютной угловой скорости прибором ИУС

Параметры	Значение, угл. с
Погрешность приращения интегралов проекций угловой скорости за любые:	
5 с	0,6
10 мин.	7,5
20 мин.	15
40 мин.	30
24 часа	300
Цена младшего разряда выдаваемой информации по приращению интегралов	$1 \cdot 10^{-3}$

Таблица 3. Предельные значения оцениваемых параметров

$dw_{yx}^{OЧ}$, %/с	da , угл.мин.	db , угл.мин.	dk , безразмерная
$2,8 \cdot 10^{-5}$	1,5	1,5	$0,5 \cdot 10^{-4}$

Таблица 4. Погрешность результатов калибровки

Оцениваемый параметр	$dw_{yx}^{OЧ}$, %/с	da , угл.мин.	db , угл.мин.	dk , безразмерная
Значение параметра	$2,8 \cdot 10^{-5}$	1,5	1,5	$1 \cdot 10^{-4}$
Ошибка оценки с учётом погрешностей БА	$3,96 \cdot 10^{-6}$	0,184	0,09	$1,85 \cdot 10^{-5}$

В процессе штатной эксплуатации КА МЗ типа «Ресурс-ДК1» успешно отработан первый участок калибровки, оценивающий погрешности постоянных составляющих ошибок измерения ИУС ($dw_{yx}^{0Ч}$). Результаты оценки постоянных составляющих ошибок измерения ИУС ($dw_{yx}^{0Ч}$) представлены на рис. 5.

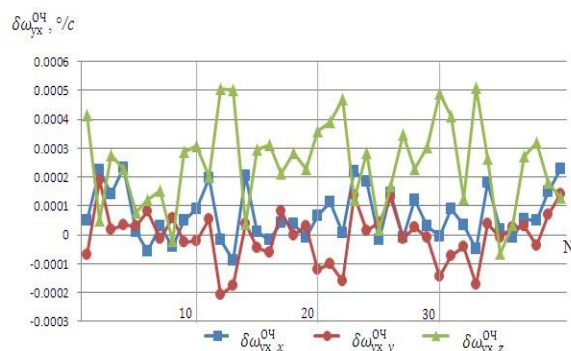


Рис. 5. Результаты оценки $dw_{yx}^{0Ч}$ изд. «Ресурс-ДК1». N - порядковый номер участка оценки ухода

Заключение

Предложенный алгоритм проведения геометрической и параметрической калибровки центрального звена бескарданной инерциальной системы ориента-

ции - измерителя угловой скорости - позволяет не только достичь необходимые для работы КА МЗ точности ориентации, но и уменьшить время проведения калибровки за счёт совмещения процесса калибровки со штатной работой КА.

Библиографический список

1. Кирилин, А. Н. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии [Текст] / А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, А. В. Соллогуб, В. П. Макаров. – М.: Машиностроение, 2010. – 384 с.
2. Аншаков, Г. П. Квазинепрерывная астрокоррекция инерциальных датчиков памяти спутников дистанционного зондирования Земли [Текст] / Г. П. Аншаков, Р. Г. Залялова, Я. А. Мостовой, В. А. Тихухов // XV Международная конференция по интегрированным навигационным системам. - СПб.: Изд. ЦНИИ «Электронприбор», 2008. - С. 304-311.

IMPROVEMENT OF THE FLIGHT ATTITUDE CONTROL ACCURACY OF THE EARTH OBSERVATION SPACECRAFT

© 2012 R. N. Akhmetov, A. V. Sologub, V. P. Makarov, A. A. Golovchenko, A. V. Filatov

State Research and Production Space Centre "TsSKB-Progress", Samara

The paper presents the problems of assessing the relative position of angular accelerometer sensitivity axes and astromasuring basis of the attitude control system as part of flight calibration of a platform-independent inertial system. The inaccuracy of the angular accelerometer is defined and taken into account. An algorithm of in-flight geometrical and parametric calibration of the meter is suggested.

Angular accelerometer, geometrical and parametric calibration, relative position of axes, astromasuring basis, onboard equipment, attitude control system.

Информация об авторах

Ахметов Равиль Нургалиевич, доктор технических наук, генеральный конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ - Прогресс». E-mail: csdb@samspace.ru. Область научных интересов: проектирование и испытания ракетно-космической техники.

Соллогуб Анатолий Владимирович, доктор технических наук, главный научный сотрудник, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ - Прогресс». E-mail: csdb@samspace.ru. Область научных интересов: моделирование ракетно-космических систем.

Макаров Валентин Павлович, доктор технических наук, научный советник, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ - Прогресс». E-mail: csdb@samspace.ru. Область научных интересов: системы управления движением космических аппаратов.

Головченко Анатолий Алексеевич, ведущий инженер-конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ – Прогресс». E-mail: csdb@samspace.ru. Область научных интересов: измерительные средства и системы управления ориентацией космических аппаратов.

Филатов Артём Викторович, ведущий инженер-конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ – Прогресс». E-mail: csdb@samspace.ru. Область научных интересов: измерительные средства и системы управления ориентацией космических аппаратов.

Akhmetov Ravil Nurgalieovich, doctor of engineering science, General Designer, Space Rocket Center “TsSKB-Progress”. E-mail: csdb@samspace.ru. Area of research: designing and testing of space rocket systems.

Makarov Valentin Pavlovich, doctor of engineering science, scientific adviser, Space Rocket Center “TsSKB-Progress”. E-mail: csdb@samspace.ru. Area of research: spacecraft motion control systems.

Sollogub Anatoliy Vladimirovich, doctor of engineering science, Chief scientific adviser, Space Rocket Center “TsSKB-Progress”. E-mail: csdb@samtel.ru. Area of research: modeling of space rocket systems.

Golovchenko Anatoly Alexeevich, leading design engineer, Space Rocket Center “TsSKB-Progress”. E-mail: csdb@samspace.ru. Area of research: measuring instruments and spacecraft attitude control systems.

Filatov Artyom Victorovich, leading design engineer, Space Rocket Center “TsSKB-Progress”. E-mail: csdb@samspace.ru. Area of research: measuring instruments and spacecraft attitude control systems.

УДК 629.78:528.8:629.7.05

ИНТЕГРИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА ОСНОВЕ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ

© 2012 Ю. В. Белов, С. В. Шиханов

ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Рассматривается перспективная интегрированная система управления космическим аппаратом дистанционного зондирования Земли (картографирования) на основе многофункционального использования бортовой аппаратуры в целях минимизации её массо-энергетических и стоимостных показателей.

Интеграция, многофункциональность аппаратуры, информационно-измерительное устройство, бортовой спецкомплекс, бортовой комплекс управления.

Характерной чертой развития космических систем дистанционного зондирования Земли является усложнение космического аппарата (КА), что обусловлено всё возрастающими требованиями к таким основным критериям их эффективности, как качество получаемой информации, оперативность её доставки потребителю и производительность. Отмеченная особенность приводит к возрастанию массы и энергопотребления аппаратуры зондирования и бортовых обеспечивающих систем, а в сочетании с требованием повышения их экономической эффективности - к увеличению сроков активного функционирования КА, запасов расходуемых ресурсов и стоимости. Особенно актуальна проблема минимизации массы при создании малых КА.

Её решение системными средствами ведётся в двух направлениях. Первое основано на упрощении и улучшении массо-энергетических показателей (МЭП) модернизируемой и новой аппаратуры за счёт усложнения логики управления последней, реализуемой в бортовой цифровой вычислительной машине.

Примерами являются переход к созданию бескарданных систем ориентации, в которых гироскопическая платформа с громоздкими устройствами подвеса со следящими приводами «заменяется» интегрированием кинематических уравнений, а также при-

менение в последних разработках ЦСКБ двухступенных гиросиловых стабилизаторов (гиродинов) с лучшими МЭП вместо более сложных конструктивно, но простых в управлении «спаренных» гироскопов. Создаются также системы энергоснабжения с гибким управлением структурой и режимами работы составных частей с учётом их внутреннего состояния, энергетических и ресурсных возможностей и требований со стороны бортовых потребителей электроэнергии к параметрам и качеству питающего напряжения.

Вторым важным направлением минимизации массо-энергетических и стоимостных показателей бортовой аппаратуры (БА) и сокращения потребных запасов топлива является более полная реализация их потенциальных возможностей за счёт использования в нескольких бортовых системах. Успешному развитию этого направления в настоящее время способствует тот фактор, что во многих случаях приборы и методы, реализующие близкие функции в различных бортовых и наземных системах, построены на одних и тех же физических принципах. Например, прецизионные оптико-электронные приборы в системах автономной навигации и ориентации и оптико-электронные звёздные аппараты (ЗА) в бортовых спецкомплексах (БСК) для определения угловых

элементов внешнего ориентирования (УЭВО) снимков.

Разработанное единое информационно-измерительное устройство (ИИУ), предназначено для высокоточного определения угловых и линейных элементов

внешнего ориентирования снимков, т.е. визирной системы координат (ВСК) и обеспечения ориентации последней. Структурная схема единого ИИУ интегрированного комплекса БА приведена на рис.1.

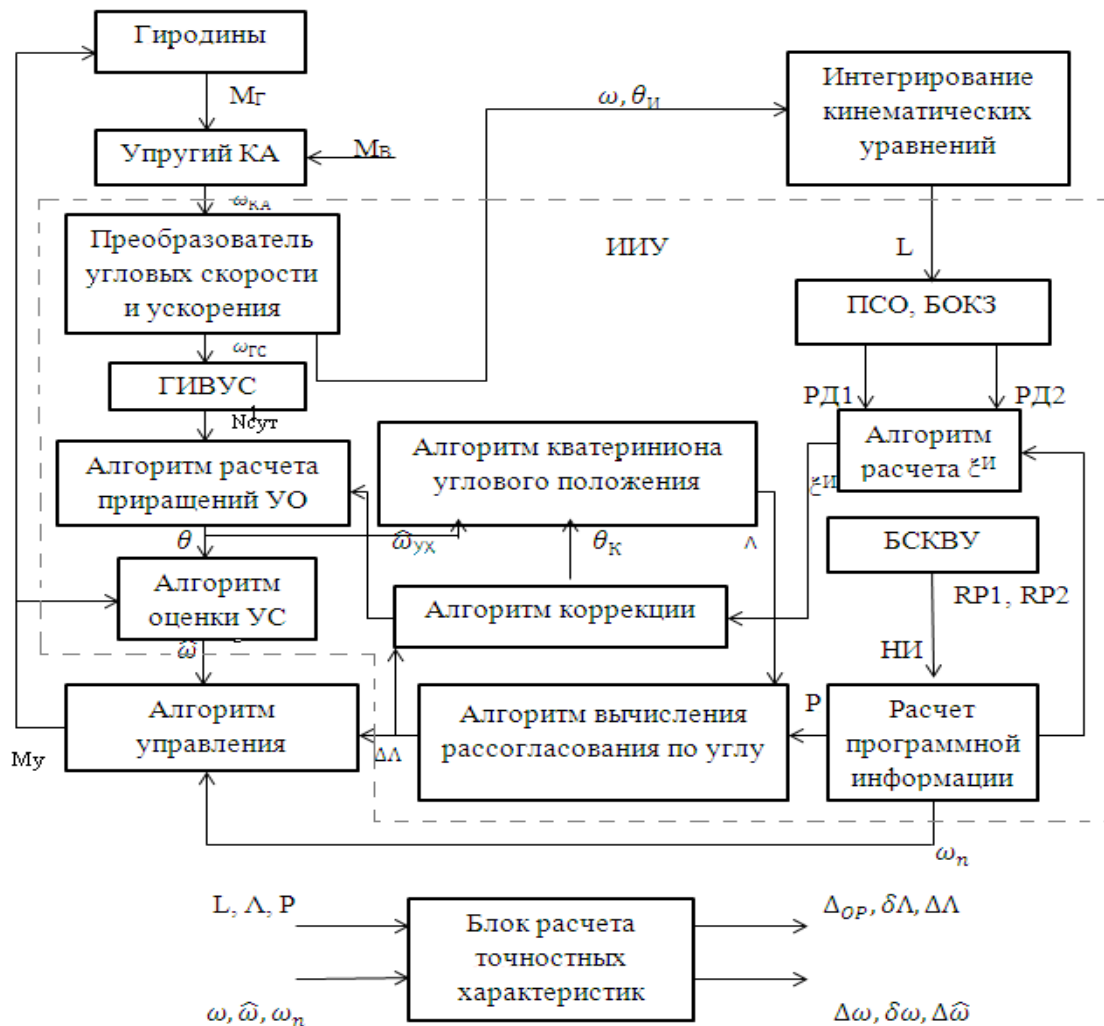


Рис. 1. Структурная схема ИИУ единого интегрированного комплекса БА

На рис. 1:

$\Theta_{и}$ - приращение угла ориентации (УО) КА, преобразованное в ВСК;

Θ - оценка $\Theta_{и}$ по измерениям гироскопического измерителя вектора угловой

скорости (ГИВУС) и прибора согласования осей (ПСО) [1];

ω - вектор фактической абсолютной угловой скорости (УС) КА в проекциях на оси ВСК;

ω_n , v - векторы программной и оцененной абсолютной угловой скорости ВСК;

ω_{uz} - вектор оценок «уходов» гироскопов ГИВУС в ВСК;

$RD1(2)$, $RP1(2)$ - измеренные и программные координаты астроориентиров в осях ВСК;

$\Delta_{op} = P \circ L(\Delta\omega = \omega - \omega_n)$ - ошибки ориентации ЦА по углу (угловой скорости);

$\Delta\Lambda = \tilde{P} \circ \Lambda(\Delta v = v - \omega_n)$ - ошибки стабилизации ЦА по углу (угловой скорости);

M_u , M_g , M_v - формируемый в соответствии с законом управления КА, воспроизводимый гиродинами и возмущающий моменты;

ω_{KA} , ω_{GC} - векторы угловой скорости КА в осях, связанных с КА и ГИВУС;

ε^H - рассогласование вычисленного по измерениям ПСО и программного, определяемого по навигационной информации (НИ), положений рабочих астроориентиров;

$$\varepsilon^H = \frac{\varepsilon_1 + RP1[(\varepsilon_2, RP1) + \alpha_{12}(\varepsilon_1, RP2)]}{(1 - \alpha_{12})^2},$$

где

$$\alpha_{12} = (RP1, RP2); \varepsilon_1 = RD1 \times RP1; \varepsilon_2 = RD2 \times RP2;$$

$\delta\Lambda = \tilde{A} \circ L(\delta\omega = \omega - v)$ - погрешности оценок УО (УС);

Θ_k - сигнал коррекции для вычисления Λ - оценки L ;

L - кватернион истинного углового положения ЦА в инерциальной системе координат;

N_{oji}^1 - число импульсов i -го канала j -го измерительного блока за 1-й такт опроса;

P - программный кватернион.

Включение в состав бортовых средств высокоточного измерителя угловой скорости (или приращений углов ориентации) позволяет существенно снизить ошибки определения на борту КА угловой ориентации ВСК, оказывающих заметное влияние на точность создаваемых крупномасштабных цифровых карт и формирования целеуказаний. Кроме того, использование приращений углов позволяет на последующих этапах обработки мак-

симально приблизить растровое изображение местности к гладкой картине реального изображения. В целях реализации требуемых высоких точностных характеристик определения (единицы угл.с) и обеспечения ориентации оптических осей ЦА, ресурса (до 10 лет), надёжности, а также минимизации МЭП и стоимости космического комплекса в целом, целесообразно разработку унифицированной системы управления вести в направлении создания перспективного комплекса БА КА, решающего одновременно задачи БСК и бортового комплекса управления, на базе ИИУ, в состав которого входят бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство (БСКВУ), ПСО (функционально), конструктивно входящий в состав топографического оптико-электронного комплекса (ТОЭК), а также блок определения координат звёзд (БОКЗ) и прецизионный бесплатформенный ГИВУС типа КИНД34-020 разработки НИИ прикладной механики (масса 12,5 кг), успешно прошедший лётную отработку и длительную штатную эксплуатацию на многих отечественных и зарубежных КА.

В реальной работе на борту КА ГИВУС калибруется два раза в сутки. В промежутках между калибровками точность определения ориентации целевой аппаратуры (ЦА) всецело зависит от сохранения прибором калибровочного значения нулевого сигнала. По результатам лётных испытаний и штатной эксплуатации прибора КИНД34-020 на КА «Ямал-100» случайная составляющая нулевого сигнала в конкретном включении сохраняет своё значение (0.0015-0.002°/ч) в течение нескольких лет [2].

Альтернативой ГИВУС для определения УЭВО снимков может являться прибор, разрабатываемый НПП «Антарес» на основе волоконно-оптического гироскопа, обладающий, однако, на порядок большим значением случайной составляющей нулевого сигнала в конкретном включении в течение 24 часов (некорректируемый дрейф) [3], по которому нет опыта эксплуатации.

В составе ТОЭК предусматриваются система автоматической фокусировки (САФ) и ПСО.

САФ предназначена для обеспечения контроля положения и восстановления совмещения плоскостей изображения объективов с плоскостями фоточувствительных поверхностей оптико-электронных преобразователей системы приёма и преобразования информации.

ПСО предназначен для измерения малых углов отклонения осей обоих объективов от их номинального положения и представляет собой фотоэлектрический коллиматор, во входной зрачок которого из контролируемых объективов направляются параллельные пучки лучей, создаваемых точечными источниками излучения, расположенными в фокальных плоскостях их оптических систем.

При этом ПСО и БОКЗ в общем случае обеспечивают разновременные измерения координат отдельных астроориентиров, а ГИВУС обеспечивает определение разностей углов ориентации КА в интервале между измерениями, за счёт чего возникает избыточность информации. Это приводит, с одной стороны, за счёт её статистической обработки к повышению точности определения УЭВО, а с другой - к существенному снижению требований к БОКЗ (по чувствительности и углу зрения) и ГИВУС (по постоянному «уходу») и, как следствие, дополнительному улучшению МЭП.

Статистическая обработка измерительной информации, поступающей с ПСО, БОКЗ и ГИВУС, с привлечением НИ традиционно проводится на борту КА (астрокалибровка ГИВУС с использованием фильтра оценивания постоянных составляющих его нулевого сигнала и погрешности масштабного коэффициента (цены импульса выходного сигнала) на каждом шаге поступления измерительной информации без её запоминания на борту КА) с целью оперативного получения информации об ошибках ориентации визирных осей ЦА по углу и угловой скорости в инерциальной системе координат и ис-

пользования её в каналах управления их угловым движением.

Она же может и должна использоваться для оперативного определения УЭВО снимков на борту КА.

Нет необходимости повторять эту операцию на Земле с передачей и хранением полного объёма измерительной информации и ненужной загрузкой бортовой системы сбора служебной информации, высокоскоростной радиолинии и каналов связи наземного комплекса приёма, обработки и распространения космических данных.

Целесообразность использования одного и того же кватерниона ориентации ВСК, обновляемого с частотой смены кадров изображения как для определения, так и для обеспечения её ориентации в пространстве, вытекает из необходимости (с точки зрения максимальной точности восстановления непрерывного сигнала из дискретного) обеспечить высокую «плавность» (минимальную угловую скорость) движения источника информации.

Высокая стабильность привязки визирных осей ЦА к осям чувствительности ИИУ будет достигаться при этом установкой компонентов ТОЭК, БОКЗ и ГИВУС в непосредственной близости друг от друга на единую платформу повышенной жёсткости с низким коэффициентом температурных деформаций.

Кроме того, в этом случае значительно упрощаются функции интегрированной системы управления (ИСУ) в части управления ориентацией КА, т.к. её роль в режиме работы ЦА сводится лишь к обнулению кватерниона ориентации ВСК с помощью системы гиродин и не требуется достаточно сложная юстировка взаимного углового положения посадочных мест чувствительных элементов системы управления движением и ЦА.

С помощью только ПСО задача высокоточного определения ориентации визирных осей объективов в пространстве может быть решена наиболее рационально, если совместить режим контроля положения осей с режимом астроконтроля

согласования осей. В этом случае в фокальной плоскости ПСО осуществляется попеременная регистрация кадров изображений участка звёздного неба с помощью пентагонального отражателя, размещённого перед входным зрачком ПСО, и кадров контроля положения визирных осей. Призменные системы, передающие излучения из объективов ТОЭК в ПСО, перекрывают незначительную часть площади его входного зрачка, что позволяет с помощью пентагонального отражателя вести съёмку участка небесной сферы, расположенного в направлении, перпендикулярном оси ПСО. Определение в системе координат матричного фотоприёмного устройства ПСО координат изображений звёзд и координат изображений точечных источников излучения, расположенных в фокальных плоскостях объективов ТОЭК, обеспечит однозначную информацию об ориентации осей объективов в пространстве. Эта операция не будет являться помехой для основной работы на маршруте съёмки и может проводиться с достаточно высокой частотой обновления информации. Каждый период обновления будет включать:

- экспозицию кадра контроля положения визирных осей объективов при закрытом входном зрачке пентагонального отражателя;

- регистрацию кадра звёздного неба при открытом входном зрачке пентагонального отражателя и выключенных точечных источниках излучения, расположенных в фокальных плоскостях объективов.

Это ещё один пример многофункционального использования БА.

Преимуществом такой схемы функционирования КА является также исключение режима периодической с разворотами КА калибровки взаимного положения ЦА и БОКЗ в полёте, принципиально не обеспечивающего определения их согласования непосредственно на участке целевой работы.

Проведённые синтез основных параметров и аналитическая оценка точно-

сти ИИУ, удовлетворяющего критерию минимума **БА**, показали также реальность обеспечения динамико-информационной совместимости ИИУ, ИСУ и упругого КА и высоких точностей определения и обеспечения ориентации ЦА при комплексировании ПСО, ГИВУС, БОКЗ и БСКВУ в едином ИИУ без использования громоздких ЗА и бескарданной инерциальной системы на базе электростатических гироскопов.

Существует также принципиальная возможность (реализованная на КА «Монитор-Э») совместного (одновременного) управления траекторным и угловым («разгрузка» силового гироскопического комплекта) движениями за счёт использования одних и тех же управляющих ракетных двигателей малой тяги и единого запаса рабочего тела комплексной двигательной установки, предназначенного, в первую очередь, для коррекции орбиты. Это позволит отказаться от других - электромагнитной и аэродинамической, неэффективной на больших высотах, - систем «сброса» аккумулируемого в процессе полёта кинетического момента КА.

Таким образом, показана целесообразность и возможность реализации предложенного принципа на борту перспективных КА в целях минимизации их МЭП и стоимостных показателей.

Библиографический список

1. Топографический оптико-электронный комплекс для космической системы «Ресурс-П»: Пояснительная записка. - ОАО «ЛОМО», 2006.
2. Волынцев, Л. А. Опыт создания высокоточных поплавковых гироскопов, применяемых в системах угловой ориентации КА и станций [Текст] / Л. А. Волынцев, Л. А. Дудко, Б. А. Казаков [и др.] // Доклад на 10-й Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам, НИИ ПМ, РКК «Энергия», 2003. - 10 с.
3. Измеритель угловой скорости волоконно-оптический с акселерометрами: Техническое задание на составную часть ОКР, ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 2001.

INTEGRATED SYSTEM OF CONTROLLING EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT ON THE BASIS OF MULTIFUNCTIONAL USAGE OF ONBOARD EQUIPMENT WITH THE AIM OF MINIMIZING MASS-ENERGY AND COST PARAMETERS

© 2012 Yu. V. Belov, S. V. Shikhanov

TsSKB-Progress, Samara

The paper presents a promising integrated system of controlling Earth remote sensing (mapping) spacecraft on the basis of multifunctional usage of onboard equipment with the aim of minimizing mass-energy and cost parameters, i.e. more full realization of the equipment's potentialities through its use in several onboard systems.

Integration, multifunctional equipment, data-measuring device, onboard special-purpose complex, onboard control system.

Информация об авторах

Белов Юрий Вячеславович, кандидат технических наук. Область научных интересов: многофункциональное использование аппаратуры на борту космического аппарата.

Шиханов Сергей Вячеславович, инженер-конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: Shihanoff@mail.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов, оптимизация проектно-баллистических характеристик КА.

Belov Yuriy Vyacheslavovich, candidate of engineering. Area of research: multifunctional use of spacecraft onboard equipment.

Shikhanov Sergey Vyacheslavovich, undergraduate student, design engineer, Space Rocket Center "TsSKB-Progress". E-mail: Shihanoff@mail.ru. Area of research: spacecraft design, optimization of spacecraft design ballistic characteristics.

УДК 629.7.076.6

**АНАЛИЗ НЕУПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ ВЕРХНЕЙ СТУПЕНИ
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ» ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ**© 2012 И. В. Белоконов¹, А. Д. Сторож², И. А. Тимбай¹¹Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)²ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Рассматриваются два варианта неуправляемого движения верхней ступени ракеты-носителя (РН) «Союз» после отделения космического аппарата: движение верхней ступени после окончания работы реактивного сопла, создающего дополнительную силу, уводящую верхнюю ступень от космического аппарата, и движение верхней ступени в случае исключения из циклограммы работы РН «Союз» режима использования реактивного сопла. Сформированы вероятностные модели начальных условий углового движения. Выявлены особенности движения орбитальной ступени, проявляющиеся в сохранении определённой угловой ориентации в течение времени, достаточного для успешного решения навигационно-связанных задач при проведении кратковременных научных экспериментов на отработанной ступени РН «Союз».

Ракета-носитель, движение относительно центра масс, гравитационный момент, аэродинамический момент, прецессия, угол атаки.

При модернизации существующих и создании перспективных ракет-носителей целесообразно предусмотреть возможность дополнительного использования орбитальной ступени как платформы для проведения кратковременных научных экспериментов, что потребует на этапе проектирования целенаправленного формирования начальных условий движения после отделения основной полезной нагрузки. В данной работе проводится анализ неуправляемого движения относительно центра масс верхней ступени РН «Союз» с целью определения возможности её использования для проведения кратковременных научных экспериментов.

Рассмотрим угловое движение верхней ступени РН «Союз» после отделения полезной нагрузки. В работе [1] в статистической постановке определены следующие значения угловой скорости верхней ступени в проекциях на оси связанной системы координат (с учётом погрешностей системы управления) в момент времени, соответствующий разделению космического аппарата (КА) и верхней ступени:

$$\begin{aligned}w_x &= -(2,5 \pm 0,3)^\circ/\text{с}, \\w_y &= (0,0 \pm 2,5)^\circ/\text{с}, \\w_z &= (0,0 \pm 2,5)^\circ/\text{с}.\end{aligned}\tag{1}$$

По штатной циклограмме работы РН «Союз» через 0,7 с после отделения КА от верхней ступени открывается реактивное сопло, создающее дополнительную силу, уводящую верхнюю ступень от КА. На момент времени окончания работы реактивного сопла в [1] получены следующие оценки значений проекций угловых скоростей верхней ступени на оси связанной системы координат:

$$\begin{aligned}w_x &= (93 \pm 120)^\circ/\text{с}, \\w_y &= (-11 \pm 117)^\circ/\text{с}, \\w_z &= (2 \pm 69)^\circ/\text{с}.\end{aligned}\tag{2}$$

Отклонения проекций угловых скоростей от средних значений приведены в предположении о нормальном законе распределения соответствующих случайных величин, а сами отклонения вычислены как утроенное значение стандартного отклонения.

Рассмотрим вначале движение верхней ступени относительно центра масс, пренебрегая действием внешних сил. Бу-

ния работы реактивного сопла (рис. 2) и в случае, когда реактивное сопло не активировалось (рис. 3). В табл. 1 приведены средние значения и среднеквадратические отклонения угла полураствора конуса прецессии α_k , скорости прецессии $\dot{\alpha}_k$,

скорости собственного вращения $\dot{\beta}$, а также поперечной угловой скорости $\dot{w}_n$ после окончания работы реактивного сопла и в случае, когда реактивное сопло не активировалось.

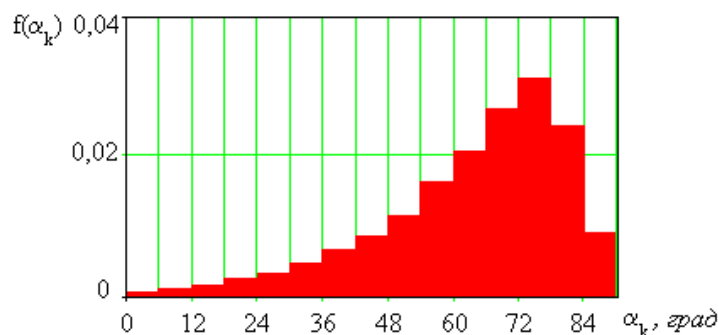


Рис. 2. Эмпирическая плотность распределения угла полураствора конуса прецессии α_k после окончания работы реактивного сопла

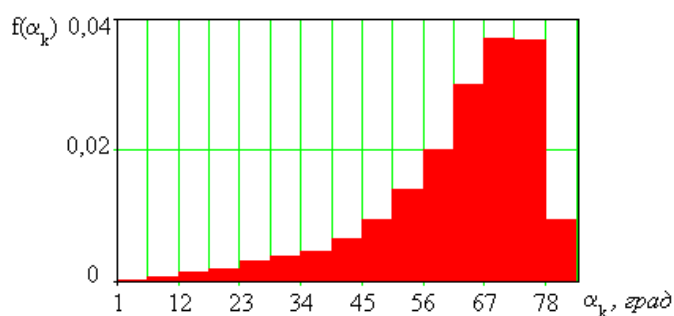


Рис. 3. Эмпирическая плотность распределения угла полураствора конуса прецессии α_k в случае, когда реактивное сопло не активировалось

Таблица 1. Статистические характеристики распределения

Величина Режим	Угол полураствора конуса прецессии		Скорость прецессии		Скорость собственного вращения		Поперечная угловая скорость	
	$\bar{\alpha}_k$, град	S_{α_k} , град	$\bar{\dot{\alpha}_k}$, град/с	$S_{\dot{\alpha}_k}$, град/с	$\bar{\dot{\beta}}$, град/с	$S_{\dot{\beta}}$, град/с	$\bar{\dot{w}_n}$, град/с	$S_{\dot{w}_n}$, град/с
Реактивное сопло использовалось	64,0	16,6	44,4	22,3	77,3	33,1	40,7	22,6
Реактивное сопло не активировалось	62,7	14,4	1,15	0,49	2,08	0,10	1,04	0,55

Как следует из табл. 1, в обоих случаях статистические характеристики распределения угла полураствора конуса прецессии α_k близки, и при этом статистические характеристики скорости прецессии $\dot{\alpha}_k$, скорости собственного вращения

$\dot{\beta}$ и поперечной угловой скорости $\dot{w}_n$ отличаются в десятки раз.

Если внешние моменты ничтожно малы, то вектор кинетического момента сохраняет свою величину и направление в пространстве. Кинетическая энергия при этом также сохраняет свое значение. Од-

нако если имеются подвижные относительно корпуса элементы конструкции или движущиеся массы, преобразующие кинетическую энергию относительного движения в тепло, то происходит рассеивание энергии. При этом угол полураствора конуса прецессии a_k изменяется. Вращение ступени относительно оси с наименьшим моментом инерции является неустойчивым. При этом, исходя из условий постоянства вектора кинетического момента, продольная угловая скорость w_x будет уменьшаться, а поперечная w_n – возрастать. Увеличение угла a_k происходит в результате сближения поперечной оси с вектором кинетического момента. Движение ступени будет стремиться к устойчивому состоянию – вращению вокруг поперечной оси – оси с наибольшим моментом инерции ($a_k \rightarrow 90^\circ$). Предельное значение поперечной угловой скорости w_{nk} и величину рассеиваемой энергии ΔT , полагая, что движение подвижных элементов не вызывает существенного изменения моментов инерции ступени, можно приближённо определить по формулам [3]:

$$w_{nk} = \sqrt{\left(\frac{I_x}{I_n}\right)^2 w_{x0}^2 + w_{n0}^2},$$

$$\Delta T = -\frac{1}{2} \left(1 - \frac{I_x}{I_n}\right) I_x w_{x0}^2.$$

Получены следующие статистические характеристики (среднее значение и среднеквадратическое отклонение) для предельного значения поперечной угловой скорости w_{nk} , когда реактивное сопло использовалось:

$$\bar{w}_{nk} = 45,0^\circ/\text{с}; \quad s_{w_{nk}} = 21,0^\circ/\text{с};$$

и в случае, когда реактивное сопло не активировалось:

$$\bar{w}_{nk} = 1,15^\circ/\text{с}, \quad s_{w_{nk}} = 0,49^\circ/\text{с}.$$

Рассмотрим движение верхней ступени относительно центра масс под действием внешних сил при снижении с низкой околокруговой орбиты, используемой

для выведения КА типа «Прогресс» с максимальной высотой 245 км и минимальной высотой 193 км. Исследуем влияние гравитационного и аэродинамического моментов. Влияние магнитного момента оценивать не будем, полагая, что он не превосходит по величине гравитационный момент.

Определим положение вектора кинетического момента $\vec{K}$ относительно вектора скорости центра масс $\vec{V}$ углом α_V , а положение продольной оси ступени – пространственным углом атаки α_n (рис. 4).

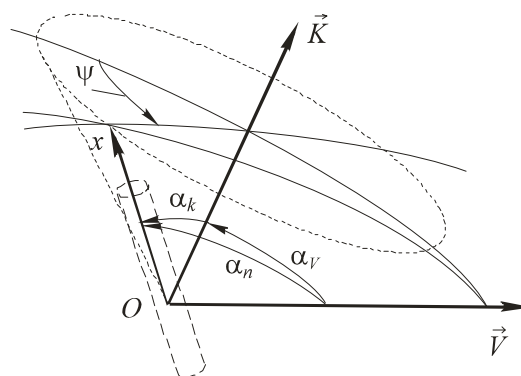


Рис. 4. Параметры, определяющие положение вектора кинетического момента и продольной оси верхней ступени относительно вектора скорости

Проведём сравнение величин гравитационного момента и аэродинамического момента, который является в рассматриваемом случае опрокидывающим. Влиянием момента сил аэродинамической диссипации будем пренебрегать. Для инерционных, центровочных, аэродинамических параметров будем принимать их средние значения. В табл. 2 приведено изменение отношения максимального значения аэродинамического момента к максимальному значению гравитационного момента от высоты для двух предельных значений плотности атмосферы: для ночной атмосферы при минимальном индексе солнечной активности и для дневной атмосферы при максимальном индексе солнечной активности [4].

Таблица 2. Изменение отношения максимального значения аэродинамического момента к максимальному значению гравитационного момента от высоты

Высота, км	250	225	200	175	150	125	100
Ночная атмосфера при минимальном индексе солнечной активности	0,4	1,1	3,1	11,5	49,3	321	8021
Дневная атмосфера при максимальном индексе солнечной активности	2,3	3,9	7,2	16,1	46,5	319	8021

Как следует из табл. 2, определяющим является аэродинамический момент. Его влияние на движение относительно центра масс проявляется в следующем. Аэродинамический момент стремится совместить продольную ось верхней ступени с направлением набегающего потока. Однако этому движению противодействуют гироскопические силы, вызывающие вынужденную прецессию вектора кинетического момента относительно вектора скорости центра масс. Вектор кинетического момента отклоняется в ту сторону, куда направлен вектор аэродинамического момента. Для сравнения характера углового движения верхней ступени после окончания работы реактивного сопла с характером движения в случае исключения из циклограммы работы РН «Союз» режима использования реактивного сопла были проведены расчёты путём численного интегрирования полной системы дифференциальных уравнений, описывающих движение центра масс и движение относительно центра масс. Для геометрических, аэродинамических, инерционных, центровочных параметров и начальных значений угловых скоростей принимались их средние значения. Плотность воздуха определялась для дневной атмосферы при максимальном индексе солнечной активности.

В случае, когда реактивное сопло использовалось, угловое движение верхней ступени вследствие большой величины кинетического момента близко к регулярной прецессии вплоть до момента входа в плотные слои атмосферы ($H=125$ км). На рис. 5 показана траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере

относительно инерциальной системы координат с началом в центре масс. В начальный момент времени инерциальная система координат совпадает с орбитальной системой координат, а ось OX - с трансверсалью. Как видно (рис. 5а), на высоте $H=200$ км верхняя ступень совершает регулярную прецессию (траектория продольной оси показана на интервале времени $Dt = 2650$ с). На высоте $H=125$ км (рис. 5б) становится заметной вынужденная прецессия ($Dt = 1325$ с).

В случае исключения из циклограммы работы РН «Союз» режима использования реактивного сопла величина кинетического момента значительно меньше и угловое движение близко к регулярной прецессии до высот $H=180$ км. Затем, по мере снижения, опрокидывающий аэродинамический момент интенсивно возрастает, и продольная ось верхней ступени начинает совершать прецессионно-нутационное движение относительно изменяющегося со временем направления набегающего потока. На рис. 6 показана траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере относительно инерциальной системы координат с началом в центре масс. Как видно (рис. 6а), на высоте $H=200$ км движение верхней ступени относительно центра масс близко к регулярной прецессии (интервал времени: $Dt = 2650$ с). Вынужденная прецессия noticeably начинает проявляться с высоты $H=180$ км (рис. 6б, $Dt = 2650$ с). На рис. 7 показана траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере относительно скоростной системы координат с началом в центре масс на высоте $H=125$ км ($Dt = 2650$ с).

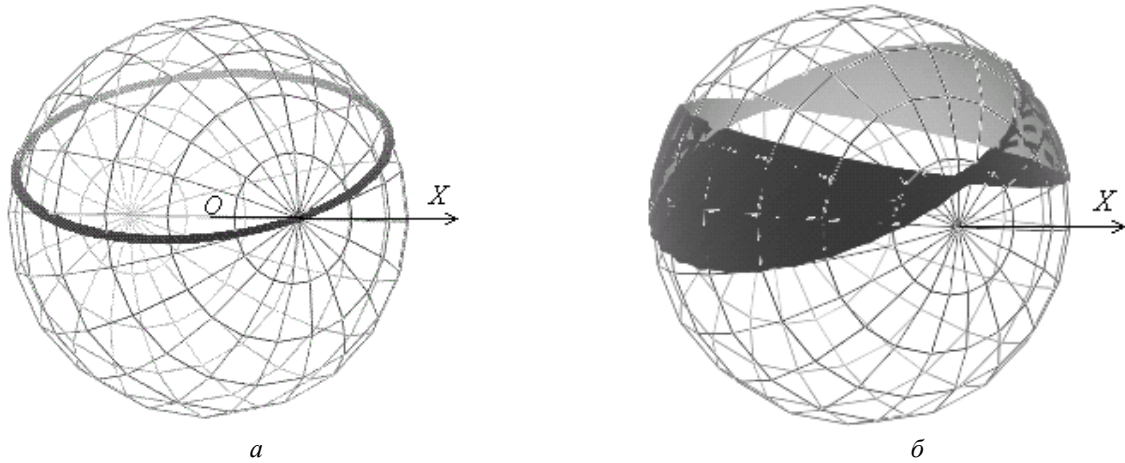


Рис. 5. Траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере относительно инерциальной системы координат в случае, когда реактивное сопло использовалось: а - $H=200$ км; б - $H=125$ км

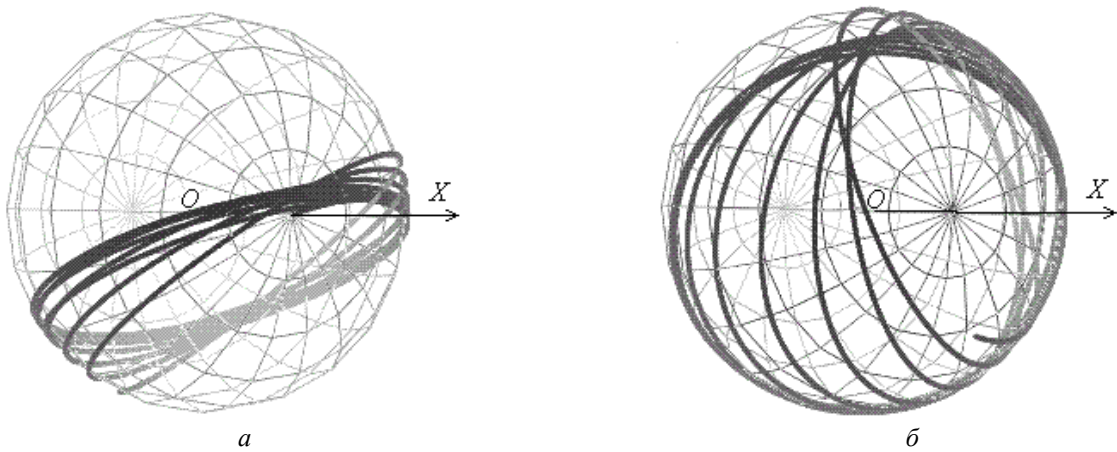


Рис. 6. Траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере относительно инерциальной системы координат в случае, когда реактивное сопло не активировалось

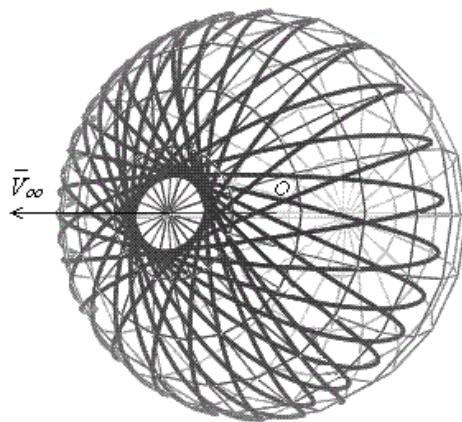


Рис. 7. Траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере относительно скоростной системы координат на высоте $H=125$ км в случае, когда реактивное сопло не активировалось

Проведённый анализ позволяет сделать вывод, что в обоих случаях (с использованием реактивного сопла и в случае, когда реактивное сопло не активировалось) сохраняется определённая угловая ориентация верхней ступени в течение времени, достаточного для успешного решения навигационно-связных задач при проведении кратковременных научных экспериментов на отработанной ступени РН «Союз». При применении отработанной ступени для попутного вывода наноспутников использование реактивного сопла приведёт к созданию большого начального кинетического момента, что в ряде случаев может помешать реализации целевой задачи наноспутника. Кроме того, неопределённость в угле приложения импульса отделения наноспутника создаёт угрозу соударения с орбитальной ступенью при последующем движении.

Работа выполнена в рамках гранта Российского фонда фундаментальных исследований (№ 11-08-00644-а).

Библиографический список

1. Белоконов, И. В. Оценка возможности управляемого схода с орбиты верхней ступени РН «Союз» за счет использования остатков топлива в баках [Текст] / И. В. Белоконов, Г. Е. Круглов, В. И. Трушляков, В. В. Юдинцев // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). - 2010. - №. 2 (22). - С. 105 – 111.
2. Маркеев, А. П. Теоретическая механика [Текст] / А. П. Маркеев - М.: Наука, 1990.
3. Алексеев, К. Б. Управление космическими летательными аппаратами [Текст] / К. Б. Алексеев, Г. Г. Бебенин. - М.: Машиностроение, 1974.
4. Основы теории полёта космических аппаратов / под ред. Г. С. Нариманова, М. К. Тихонравова. - М.: Машиностроение, 1972.

ANALYSIS OF UNCONTROLLED MOTION OF THE “ SOYUZ “CARRIER ROCKET ORBITAL STAGE AFTER PAYLOAD SEPARATION

© 2012 I. V. Belokonov¹, A. D. Storozh², I. A. Timbai¹

¹ Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

² State Research and Production Space Rocket Center “ TsSKB-Progress “, Samara

Two variants of uncontrolled motion of the “ Soyuz “ carrier rocket after spacecraft separation are discussed in the paper: the motion of the upper stage after the completion of the work of the jet nozzle producing additional force that takes the upper stage away from the spacecraft; and the motion of the stage in case the mode of using the jet nozzle is eliminated in the cyclogram of “ Soyuz “ operation. Probability models of the initial conditions of angular motion are constructed. The peculiarities of the orbital stage motion are revealed, i.e. that it is possible to maintain certain angular orientation during the period of time sufficient for successful performing of navigation-communication tasks in the course of short-term research experiments on the “ Soyuz ” carrier rocket orbital stage after payload separation.

Carrier rocket, motion around the center of mass, gravitational moment, aerodynamic moment, precession, angle of attack.

Информация об авторах

Белоконов Игорь Витальевич, доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: acad@ssau.ru. Область научных интересов: динамика полёта, баллистика, навигация в космосе.

Сторож Александр Дмитриевич, первый заместитель генерального конструктора, ФГУП ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», первый заместитель начальника ЦСКБ. Область научных интересов: проектирование ракет-носителей и космических аппаратов.

Тимбай Иван Александрович, доктор технических наук, профессор кафедры высшей математики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: timbai@ssau.ru. Область научных интересов: механика космического полёта.

Belokonov Igor Vitalyevich, doctor of engineering, professor, head of the department of space research, Samara State Aerospace University. E-mail: acad@ssau.ru. Area of research: flight dynamics, ballistics, space navigation.

Storozh Alexander Dmitryevich, First Deputy of General Designer, State Research and Production Space Rocket Center “TsSKB–Progress”, First Deputy of the Head of TsSKB. Area of research: designing carrier rockets and spacecraft.

Timbay Ivan Alexandrovich, doctor of engineering, professor, department of higher mathematics, Samara State Aerospace University. E-mail: timbay@ssau.ru. Area of research: space flight mechanics.

УДК 629.78

ДИНАМИКА ПРОЦЕССА ПОСАДКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НА УЧАСТКЕ ЕГО КОНТАКТА С ПОВЕРХНОСТЬЮ

© 2012 В. В. Воронин

ОАО РКК «Энергия» им. С. П. Королёва

Рассматривается модель динамики движения космического аппарата по посадочной поверхности с момента его первого контакта. Корпус аппарата и элементы его посадочного устройства рассматриваются как структурно сложная механическая система с внутренними связями. Получен алгоритм определения реакций этих связей. Выявлены ключевые параметры, влияющие на динамику процесса, исследована безопасность посадки в рамках конкретных ограничений.

Космический аппарат, динамика посадки, механические связи, посадочная поверхность, перегрузка, устойчивость движения.

Введение

Процесс мягкой посадки спускаемого аппарата (СА) на поверхность планеты – одна из ключевых операций, непосредственно влияющих на выполнение общей программы полета. В данной статье рассматривается динамика СА, начиная от момента первого контакта с грунтом посадочной поверхности до полной остановки аппарата. Это конечное положение должно обеспечить дальнейшее функционирование аппарата (развёртывание научной аппаратуры для проведения исследований, спуск автоматического планетохода, выход экипажа в случае пилотируемой миссии).

Особенностью данного этапа процесса посадки является необходимость гашения большой кинетической энергии, которой обладает СА в момент первого контакта с поверхностью. Большая часть энергии аппарата предварительно гасится на участке спуска. Для планет с атмосферой гашение энергии происходит за счёт сил лобового сопротивления (баллистические траектории), использования парашютных систем, надувных тормозных устройств [1-3, 11]. На планетах без атмосферы для предварительного гашения скорости перед контактом с поверхностью используются тормозные двигатели [2,3].

Постановка задачи

К моменту контакта с поверхностью СА обладает некоторыми остаточными линейными и угловыми скоростями, которые и гасятся в процессе движения и взаимодействия СА с поверхностью до полной остановки. Важно подчеркнуть, что в силу ряда обстоятельств (погрешностей системы управления спуском, порывов ветра, неточного знания ряда характеристик самого СА) кинематические параметры СА лежат в некотором диапазоне. Кроме того, ориентация посадочной поверхности и её физико-механические свойства могут быть случайными (а иногда непредсказуемыми) [7,8].

В то же время при осуществлении посадки необходимо выполнить ряд требований: «мягкость» посадки (ограничения, например, по перегрузкам), сохранение устойчивости в течение движения СА по посадочной поверхности, достижение такой ориентации СА в момент остановки, при которой обеспечивается возможность дальнейшего функционирования.

Безусловно, процесс мягкой посадки отрабатывается на наземных экспериментальных установках, как правило, маятникового типа, позволяющих моделировать в реальных диапазонах сочетание вертикальной и горизонтальной компонент скорости. Предусматривается возмож-

ность смены грунтов на специально подготовливаемой площадке, задание разного наклона посадочной плоскости и некоторые другие возможности [2-4].

Тем не менее возможности наземной экспериментальной отработки ограничены, поскольку на установках не удаётся в полной мере воспроизвести реальные условия посадки (например, отличные от земной гравитацию) и всё многообразие сочетаний начальных условий в момент контакта с поверхностью. Далее эксперименты, как правило, проводятся на масштабных моделях и результаты пересчитываются с помощью теории подобия. Сам же выбор характеристик посадочных устройств (ПУ) – это громоздкая оптимизационная задача, требующая рассмотрения случаев посадки во всём диапазоне разброса кинематических параметров СА (линейных и угловых скоростей), углов подхода, свойств грунта [7,8], сравнения возможных различных типов ПУ.

Такого рода анализ, особенно если он проводится на начальных стадиях разработки аппарата, может быть осуществлён только путём математического моделирования, с проведением большого объёма оптимизационных расчётов.

Назначение собственно посадочного устройства – осуществлять гашение остаточной кинетической энергии, которой обладает СА в момент контакта с поверхностью в условиях ограничений, описанных выше. Из всего многообразия возможных ПУ [2,3,6] в данной статье рассмотрим, пожалуй, наиболее часто используемые ПУ рычажного типа с демпфером.

Динамическая модель системы

Движение СА с рычажными ПУ моделируются механической системой тел, состоящей из центрального тела (корпуса СА) и амортизаторов, один конец которых крепится к корпусу СА, а другой – к тарели, непосредственно контактирующей с посадочной поверхностью (рис. 1). Число

тарелей обычно выбирается 3 или 4 (обозначим число тарелей индексом « k »). К каждой тарели сходятся от корпуса три амортизатора (число амортизаторов, подходящих к « k »-й тарели, обозначим « j »); иногда один или два амортизатора в «треноге» могут быть заменены жёсткими стержнями.

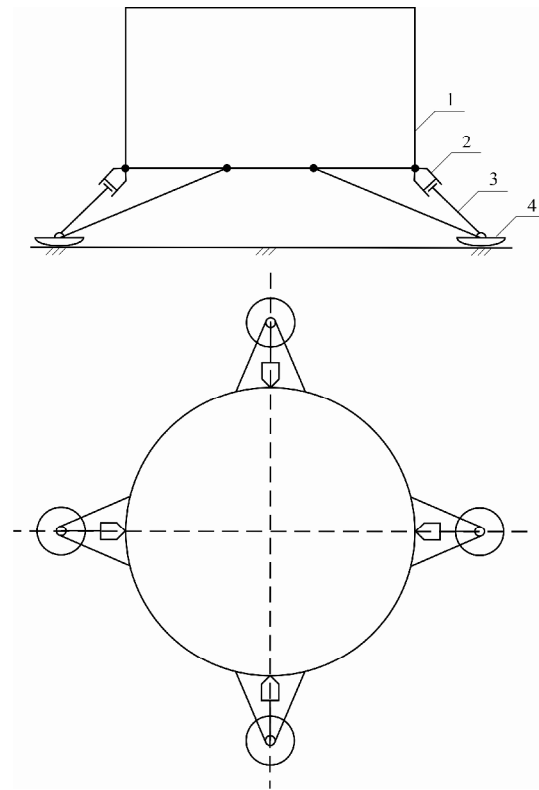


Рис. 1. Схема СА с ПУ: 1 – корпус СА, 2 – стакан, 3 – шток, 4 – тарель

Каждый « j »-й амортизатор « k »-й тарели считается состоящим из штока и стакана; внутри последнего находится энергопоглотитель (например, сминаемые соты).

Существующие подходы к проблеме предполагают либо использование плоских моделей, которые могут быть применены лишь для предварительных, качественных оценок [2], либо использование пространственных моделей, в которых движение корпуса и опор рассматривается независимо, масса стержней, штоков и стаканов не учитывается, а тарели приписывается некоторая «приведённая» масса [3]. Для такого подхода есть определён-

ные основания. Действительно, масса штока и стакана существенно меньше массы корпуса СА и даже массы тарели. Однако неучёт их массы автоматически означает внесение методической погрешности в динамическую модель. Кроме того, существенной проблемой становится выбор «приведённой» массы тарели. Критерием приведения может быть только сравнение с экспериментом, который всегда носит совершенно конкретный характер (масштаб модели, тип грунта, угол наклона поверхности). В силу этого критерий выбора «приведённой» массы будет корректен лишь в каком-либо диапазоне расчётных условий и, в любом случае, никогда не будет универсальным.

Для разработки модели вводятся правые системы координат: инерциальная и связанные с центрами масс тел системы. Для каждого i -го тела (корпуса СА, « k »-й тарели, « k,j »-го стакана и штока) записываются уравнения движения центров масс (в инерциальной системе координат) и вращения относительно центров масс (в связанных системах координат):

$$m_i \ddot{\mathbf{r}}_i = \mathbf{F}_i, \quad (1)$$

$$[J_i] \ddot{\boldsymbol{\varepsilon}}_i + \boldsymbol{\omega}_i \times ([J_i] \boldsymbol{\omega}_i) = \mathbf{L}_{oi}, \quad (2)$$

где $\mathbf{F}_i, \mathbf{L}_{oi}$ – соответственно главные вектора сил и моментов сил относительно центров масс, включая силы и моменты реакций связей; $m_i, [J_i]$ – соответственно масса и тензор инерции i -го тела относительно его центральных осей; $\boldsymbol{\varepsilon}_i, \boldsymbol{\omega}_i$ – соответственно угловое ускорение и угловая скорость тел.

Помимо сил тяжести и сил реакций связей, в выражения главных векторов сил и моментов корпуса СА входят: для корпуса СА – силы тормозных или прижимных двигателей (в случае их наличия); для стакана и штока – сила амортизатора, для тарели – сила взаимодействия с грунтом.

Уравнения связей

Уравнения движения (1), (2) не могут быть непосредственно проинтегрированы, поскольку, кроме вышеперечислен-

ных силовых факторов, в них входят неизвестные силы и моменты реакций связи. Для определения реакций связи в точках контакта корпус СА – « k,j » – стакан, « k,j » – стакан – « k,j » – шток, « k,j » – шток – « k » – тарель – записываются дополнительные уравнения связи.

Корпус и « k,j »-й стакан соединены связью в виде сферического шарнира, зажимающего в точке связи линейные носительные перемещения. В соответствии с предложенным в данной статье подходом движение каждого тела рассматривается отдельно. Тогда действие « k,j »-го – стакана на корпус учитывается в виде пространственной реакции (трёх её неизвестных проекций на какие-либо координатные оси). На стакан со стороны корпуса действует сила, равная по модулю и противоположная по направлению. Уравнение для определения этой силы реакции связи основано на условии нерасхождения шарнирной точки контакта корпуса и « k,j »-го – стакана (далее индекс « k,j » опускается, рис. 2,3):

$$\mathbf{r}_{кор} + \mathbf{r}_{кор-ст} = \mathbf{r}_{ст} + \mathbf{r}_{ст-кор},$$

где $\mathbf{r}_{кор}, \mathbf{r}_{ст}$ – радиусы-векторы, определяющие положение центров масс корпуса и стакана в инерциальной системе координат, $\mathbf{r}_{кор-ст}, \mathbf{r}_{ст-кор}$ – радиусы-векторы, определяющие положение точки контакта в связанных системах координат каждого из тел.

Векторное равенство можно дважды продифференцировать, т.к. при общей точке контакта её полная скорость и ускорение в инерциальной системе координат одинаковы для корпуса и стакана в произвольный момент времени:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{кор} + \boldsymbol{\varepsilon}_{кор} \times \mathbf{r}_{кор-ст} + \\ + \boldsymbol{\omega}_{кор} \times \left(\boldsymbol{\omega}_{кор} \times \mathbf{r}_{кор-ст} \right) = \mathbf{a}_{ст} + \\ + \boldsymbol{\varepsilon}_{ст} \times \mathbf{r}_{ст-кор} + \\ + \boldsymbol{\omega}_{ст} \times \left(\boldsymbol{\omega}_{ст} \times \mathbf{r}_{ст-кор} \right) \end{aligned} \quad (3)$$

Из (1) и (2) можно выразить линейные ускорения центра масс и угловые ускорения корпуса и стакана :

$$\mathbf{a}_{кор} = m_{кор}^{-1} (\mathbf{F}_{кор} + \mathbf{R}_{ст-кор}), \quad (4)$$

$$\mathbf{a}_{ст} = m_{ст}^{-1} (\mathbf{F}_{ст} - \mathbf{R}_{ст-кор} + \mathbf{R}_{ст-шт}), \quad (5)$$

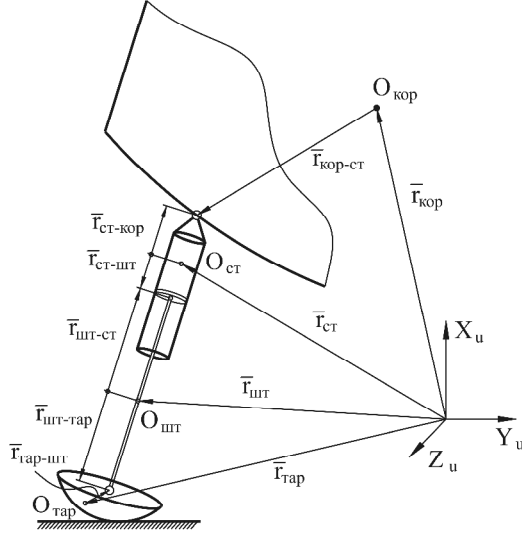


Рис. 2. Расчётная схема

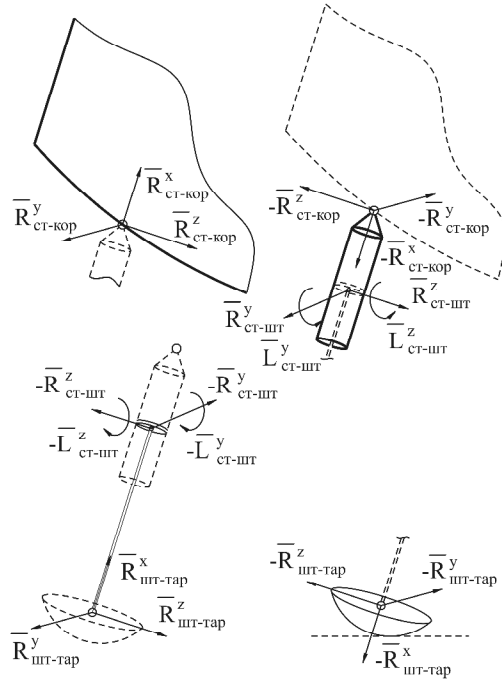


Рис. 3. Структура векторов реакций связей

$$\mathbf{e}_{кор} = \left[\mathbf{J}_{кор} \right]^{-1} \left\{ -\dot{\boldsymbol{\omega}}_{кор} \times \left(\left[\mathbf{J}_{кор} \right] \dot{\boldsymbol{\omega}}_{кор} \right) + \mathbf{M}_{кор}(\mathbf{F}_{кор}) + \sum_{k,j} (\mathbf{r}_{кор-ст} \times \mathbf{R}_{ст-кор}) \right\}. \quad (6)$$

$$\mathbf{e}_{ст} = \left[\mathbf{J}_{ст} \right]^{-1} \left\{ -\dot{\boldsymbol{\omega}}_{ст} \times \left(\left[\mathbf{J}_{ст} \right] \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ст} \right) + \mathbf{M}_{ст}(\mathbf{F}_{ст}) + \mathbf{r}_{ст-кор} \times (-\mathbf{R}_{ст-кор}) + \mathbf{r}_{ст-шт} \times \mathbf{R}_{ст-шт} + \mathbf{L}_{ст-шт} \right\} \quad (7)$$

Подстановка этих выражений в равенство (3) даёт искомое уравнение связи, линейное относительно неизвестных компонент векторов сил реакции связи $\mathbf{R}_{ст-кор}$, $\mathbf{R}_{ст-шт}$ в точке контакта корпуса с « k,j »-стаканом и момента связи $\mathbf{L}_{ст-шт}$.

Связь между стаканом и штоком допускает относительное проскальзывание вдоль общей продольной оси, а также относительный проворот тел относительно этой оси. Тогда в точке контакта стакана и штока появляются сила реакции (имеющая две проекции на оси, ортогональные продольной) и момент реакции (имеющий две аналогичных проекции). Для определения сил и моментов реакции также необходимо записать уравнения связи. Первое из уравнений связи основано на равенстве радиусов-векторов точки контакта стакана и штока в инерциальной системе координат:

$$\mathbf{r}_{ст} + \mathbf{r}_{ст-шт} = \mathbf{r}_{шт} + \mathbf{r}_{шт-ст}.$$

Двойное дифференцирование этого равенства даёт:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{ст} + \mathbf{e}_{ст} \times \mathbf{r}_{ст-шт} + \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ст} \times (\mathbf{r}_{ст} \times \mathbf{r}_{ст-шт}) + 2\dot{\boldsymbol{\omega}}_{ст} \times \frac{\tilde{\mathbf{r}}_{ст-шт}}{dt} + \frac{\tilde{\mathbf{r}}_{ст-шт}^2}{dt^2} = \\ = \mathbf{a}_{шт} + \mathbf{e}_{шт} \times \mathbf{r}_{шт-ст} + \dot{\boldsymbol{\omega}}_{шт} \times (\mathbf{r}_{шт} \times \mathbf{r}_{шт-ст}) \end{aligned} \quad (8)$$

где $\frac{\tilde{\mathbf{r}}_{ст-шт}}{dt}$, $\frac{\tilde{\mathbf{r}}_{ст-шт}^2}{dt^2}$ – соответственно локальная относительная скорость и относительное ускорение движения штока внутри стакана.

Ускорение центра масс стакана $\ddot{\mathbf{r}}_{cm}$ определяется выражением (5), угловое ускорение $\ddot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{cm}$ - выражением (7). Для штока аналогичные параметры определяются следующим образом:

$$\ddot{\mathbf{r}}_{шт} = m_{шт}^{-1} (\mathbf{F}_{шт} - \ddot{\mathbf{R}}_{cm-шт} + \ddot{\mathbf{R}}_{шт-тар}), \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{шт} = & \left[J_{шт} \right]^{-1} \left\{ -\dot{\boldsymbol{\omega}}_{шт} \times \left(\left[J_{шт} \right] \dot{\boldsymbol{\omega}}_{шт} \right) + \right. \\ & + M_{шт} (\mathbf{F}_{шт}) + \mathbf{r}_{шт-cm} \times (-\ddot{\mathbf{R}}_{cm-шт}) + \\ & \left. + \mathbf{r}_{шт-тар} \times \ddot{\mathbf{R}}_{шт-тар} - \ddot{\mathbf{L}}_{cm-шт} \right\}. \end{aligned} \quad (10)$$

Локальная скорость $\frac{d\mathbf{r}_{cm-шт}}{dt}$ определяется как

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{r}_{cm-шт}}{dt} = & \mathbf{V}_{шт} - \mathbf{V}_{cm} + \\ & + \dot{\boldsymbol{\omega}}_{шт} \times \mathbf{r}_{шт-cm} - \\ & - \dot{\boldsymbol{\omega}}_{cm} \times (\mathbf{r}_{шт} - \mathbf{r}_{cm} + \mathbf{r}_{шт-cm}) \end{aligned}, \quad (11)$$

а радиус-вектор

$$\mathbf{r}_{cm-шт} = (\mathbf{r}_{шт} - \mathbf{r}_{cm} + \mathbf{r}_{шт-cm}). \quad (12)$$

Уравнение для определения реакций связи получается подстановкой (5), (7), (9) – (12) в (8).

Второе уравнение связи между стаканом и штоком отражает равенство угловых скоростей стакана и штока на две оси, ортогональные продольной:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{cm} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_{шт} \text{ или } \dot{\boldsymbol{\omega}}_{cm} - \dot{\boldsymbol{\omega}}_{шт} = 0.$$

Дифференцирование последнего равенства даёт:

$$\ddot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{cm} - \ddot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{шт} + \dot{\boldsymbol{\omega}}_{cm} \times \dot{\boldsymbol{\omega}}_{шт} = 0. \quad (13)$$

Уравнения для определения реакций связи получаются подстановкой (7) и (10) в (13).

Связь между штоком и тарелью выполнена в виде сферического шарнира. Уравнение для этого типа связи было получено выше (3).

Полученная система уравнений связи линейна относительно неизвестных

компонент реакций связей: $\dot{\mathbf{R}}_{cm-кор}$, $\dot{\mathbf{R}}_{cm-шт}$, $\dot{\mathbf{R}}_{шт-тар}$, $\dot{\mathbf{L}}_{cm-шт}$. Эти вектора могут быть спроектированы из оси какой-либо системы координат. Размерность матрицы коэффициентов при неизвестных компонентах реакций связи равна $10^3 \times 10^3$. Коэффициенты при неизвестных этой системы переменны по времени, так как зависят от кинематических параметров тел в каждый конкретный момент времени.

Анализ результатов

Рассмотрен процесс посадки СА на подготовленную грунтовую посадочную поверхность без локальных бугров и впадин как естественного, так и искусственного происхождения. Предполагалось, что приемлемость любого варианта расчёта обеспечивается при неперевышении продольной перегрузкой некоторого предельного значения, а также обеспечением в течение всего процесса движения СА по посадочной поверхности определенного минимального клиренса. Обязательным также является устойчивость движения (отсутствие опрокидывания или кувырков).

Грунт интерпретировался реологической моделью Фойгта для тарели сферической формы с диаметром $d_m = 0,6$ м. В расчёте использовались две разновидности грунта: с низкой жёсткостью $C_2 = 0,8 \cdot 10^6$ кгс/м³, что соответствует слабым супесчаным почвам, и с высокой жёсткостью $C_2 = 55 \cdot 10^6$ кгс/м³, что близко к мёрзлым тяжёлым грунтам.

К моменту касания грунта система управления СА обеспечит следующие параметры движения, являющиеся начальными условиями для расчёта посадки:

- вертикальная скорость $V_6 = (1,5 \pm 1,5)$ м/с;
- горизонтальная скорость $V_2 = (1,5 \pm 1,5)$ м/с;
- угловая скорость относительно любой из осей ВА $\omega = (0 \pm 5)$ °/с;

- угловое отклонение продольной оси ВА от вертикали $q = (0 \pm 5)^\circ$.

Кроме того, возможен учёт силы тяги последствия тормозного двигателя (в случае необходимости его использования).

Целью практического анализа является подбор таких энергетических характеристик амортизаторов, при которых выполняются не только указанные выше ограничения по продольной перегрузке, клиренсу и устойчивости, но и конструктивные ограничения по располагаемому ходу амортизаторов.

При определении максимальной перегрузки игнорировались отдельные пи-

ковые выбросы длительностью менее 30 мс [9].

Перегрузка (рис. 4) при рассматриваемых начальных параметрах не превышает допустимых границ, что является требованием к ПУ. В начальный момент касания перегрузка имеет максимальное значение – первый выброс, затем затухающие колебания как следствие работы ПУ.

Получены области устойчивости (рис. 5) в параметрах предельно допустимых уклонов посадочной поверхности и сочетаний линейных и угловых скоростей, при которых обеспечивается неопрокидывание.

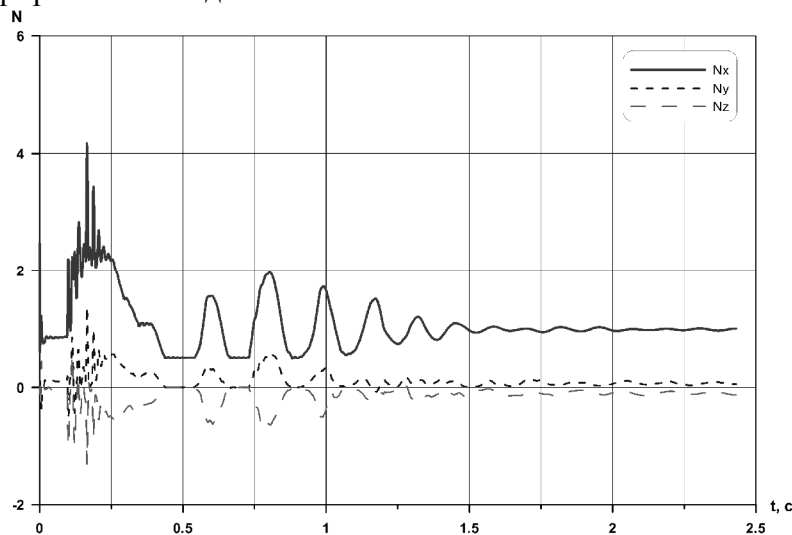


Рис. 4. Перегрузка СА

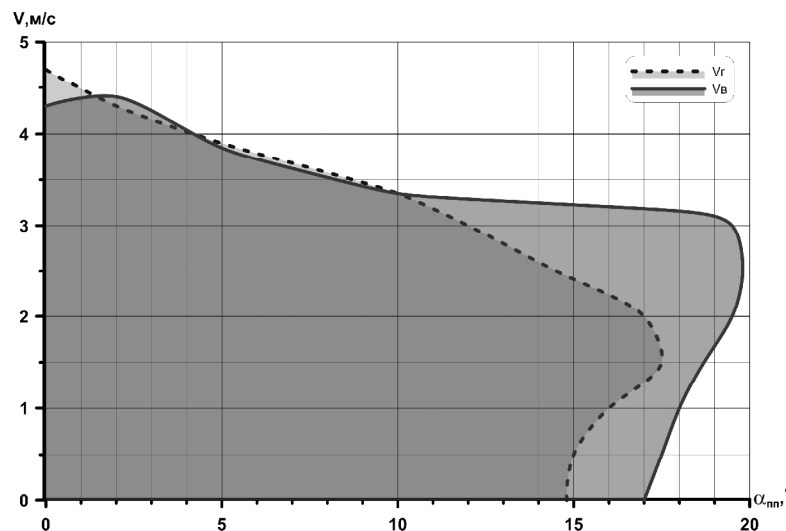


Рис. 5. Области устойчивой посадки СА

Библиографический список

1. Легостаев, В. П. Возвращаемая баллистическая капсула «Радуга» научно-производственного объединения «Энергия» [Текст] / В. П. Легостаев, В. Е. Миненко / Центр научно-технической информации.- М.: Поиск, 1994. – С. 64.
2. Базилевский, А. Т. Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов [Текст] / А. Т. Базилевский, Е. И. Григорьев, С. Н. Ермаков. – М.: Машиностроение, 1985. – С. 264.
3. Баженов, В. И. Посадка космических аппаратов на планеты [Текст] / В. И. Баженов, М. С. Осин. – М.: Машиностроение, 1978. – С. 159.
4. Микишев, Т. Н. Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов [Текст] / Т. Н. Микишев. – М.: Машиностроение, 1978. – С. 248.
5. Системы спуска с орбиты и аварийного спасения на основе надувного тормозного устройства [Текст] / К. М. Пичхадзе, В. А. Воронцов, А. М. Защинский [и др.] / Полет. – 2003. – № 8. – С. 9-13.
6. Борzych, С. В. Компьютерное моделирование процесса мягкой посадки спускаемого аппарата, выполненного по схеме «несущий корпус» [Текст] / С. В. Борzych, О. Л. Родионов, М. В. Марков // Тез. докладов конференции «Научно-технические проблемы Московского мегаполиса». – М.: ИМАШ им. Благонравова РАН, 2002. – С. 80-81.
7. Буслаев, С. П. Математическое моделирование и экспериментальное исследование посадки межпланетных станций «Венера 9-14» на деформируемые грунты [Текст] / С. П. Буслаев, В. А. Стулов, Е. И. Григорьев // Космические исследования. - 1983. – Вып.3. – С. 540-544.
8. Буслаев, С. П. Прогнозирование успешной посадки автоматической межпланетной станции на поверхность небесного тела в условиях неопределённости [Текст] / С. П. Буслаев // Космические исследования. - 1987. – Вып.2. – С. 186-192.
9. Рабинович, Б. А. Безопасность человека при ускорениях [Текст] / Б. А. Рабинович. – М.: Книга и бизнес, 2007. – С. 208.

**DYNAMICS OF SPACECRAFT LANDING
IN THE AREA OF ITS CONTACT WITH THE SURFACE**

© 2012 V. V. Voronin

Rocket Space Corporation “Energiya” plc named after S. P. Korolyov

The paper presents a mathematical model of the dynamics of spacecraft motion on the surface since the moment of their contact. The spacecraft body and the elements of the spacecraft’s landing structure are regarded as a mechanical system of complex structure with internal connections. The algorithm of determining the reactions of these connections is obtained. The key parameters that affect the dynamics of the process are revealed, the safety of landing within the limits of concrete restrictions is analyzed.

Spacecraft, dynamics of landing, mechanical connections, landing surface, overload, stability of motion.

Информация об авторе

Воронин Виталий Викторович, инженер открытого акционерного общества «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева». E-mail: vitaliyvoronin@gmail.com. Область научных интересов: моделирование динамики космических систем.

Voronin Vitaliy Victorovich, engineer, Rocket Space Corporation “Energiya”plc. E-mail: vitaliyvoronin@gmail.com. Area of research: simulation of the dynamics of space systems.

УДК 629.78.05

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ МЕТОДОВ
ПРИ ПАРАМЕТРИЗАЦИИ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ
ДВИЖЕНИЕМ В БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСАХ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

© 2012 А. С. Галкина, А. И. Мантуров, Н. И. Пыринов, В. Е. Юрин

ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Рассматриваются вопросы формирования и реализации программ управления угловым движением современного космического аппарата дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ), особенности их параметризации для различных участков полёта на интервале зондирования в бортовом комплексе управления КА. Систематизированы условия расчёта программы управления, условия её параметризации.

Программа управления угловым движением, организация управления проведением съёмки, условия зондирования.

Степень интеллектуализации бортовых комплексов управления (БКУ) современных космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) постоянно растёт одновременно с расширением круга решаемых БКУ задач. Вместе с тем сложность этих задач по-прежнему не позволяет проводить расчёты баллистических параметров, определяющих угловое движение КА на участках зондирования, в реальном масштабе времени. Рассмотрим особенности реализации управления угловым движением современного КА ДЗЗ на участках зондирования.

На современных КА ДЗЗ аппаратура зондирования (АЗ) жёстко связана с конструкцией КА. Наведение АЗ на земную поверхность, отслеживание оптической осью АЗ центральной линии каждого маршрута съёмки, выполнение условий зондирования – всё это обеспечивается за счёт углового движения самого КА. Управление угловым движением КА в обеспечении реализации целевых задач осуществляется в соответствии с программой управления угловым движением (ПУУД) КА [1,2], которая рассчитывается в БКУ и определяет положение программной системы координат (ПСК) КА в инерциальной системе координат (ИСК).

Принципы формирования ПУУД КА, состав ИД – характеристик маршрутов – для расчёта ПУУД КА на участках зондирования аналогичны принятым для базового КА «Ресурс-ДК1» и освещены в работах [1-4]. Реализуемые виды съёмки и особенности алгоритмов расчёта ПУУД КА на маршрутах подробно описаны в [4].

Предполагается, что в БКУ реализован программно-координатный метод управления КА [1-3], в соответствии с которым расчёт параметров, определяющих программу управления угловым движением КА ДЗЗ, проводится в БКУ на подготовительном участке режима зондирования. Основной вычислительный метод, используемый при расчёте ПУУД КА – численное пошаговое интегрирование. На этом этапе параметры углового движения КА параметризуются в виде аналитических гладких функций. Дальнейший расчёт параметров ПУУД КА в БКУ и непосредственно реализация программного углового движения КА на участке зондирования проводятся по параметризованным законам управления, что говорит о важности выбора алгоритмов параметризации. Результаты методического обоснования алгоритмов параметризации параметров ПУУД КА приведены в статье.

На каждом витке орбитального полёта КА ДЗЗ можно выделить следующие участки полёта (рис. 1):

- участок ориентации КА в орбитальной системе координат (ОСК), в течение которого целевые задачи не выполняются;
- участок получения информации зондирования, включающий в себя интервалы съёмки земной поверхности – мар-

шруты съёмки, интервалы решения функциональных задач АКСО (астроконтроль согласования осей), интервалы перенацеливания между участками работы АЗ – межмаршрутные интервалы (ММИ), переходные участки от ориентации в ОСК к первому участку работы АЗ и от последнего участка работы АЗ к ориентации в ОСК.

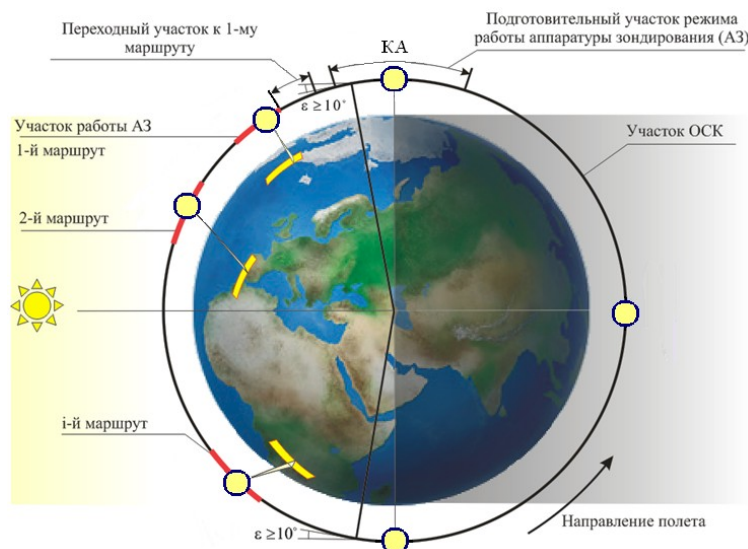


Рис. 1. Участки полёта КА

Параметры, определяющие программу управления, рассчитываются в БКУ как функции изменения углов тангажа, крена и рыскания $\{\vartheta(t), \gamma(t), \psi(t)\}$. Они имеют наглядный физический смысл и однозначно определяют угловое движение ПСК в ИСК – ПУУД КА.

Для каждого типа функциональных задач выделяются специфические условия расчёта программы управления угловым движением КА. Точность их выполнения определяет выбор вычислительных алгоритмов параметризации программы управления угловым движением. Сразу отметим, что требования по точности наведения АЗ на земную поверхность исключают возможность использования алгоритмов аппроксимации параметров ПУУД КА. Необходимое условие расчёта ПУУД КА – непрерывность параметров углового движения: углов, угловых скоростей и ускорений, определяющих движение ПСК КА в ИСК. Стыки перечис-

ленных участков и интервалов внутри них – внешние узлы интерполяции параметров программы управления. Внутренние узлы интерполяции определяются для каждого участка спецификой условий расчёта программы управления. Рассмотрим их подробнее.

1. При азимутальной съёмке маршрутов (рис. 2) должны выполняться следующие условия зондирования:

а) отсутствие поперечного сдвига изображения для центральной линии визирования (ЦЛВ) $W_{\text{ЗП}}/D = 0$;

б) отсутствие продольного сдвига изображения для ЦЛВ, которое достигается постоянством параметра продольного бега изображения для ЦЛВ $W_{\text{ХП}}/D = (W_{\text{ХП}}/D)_{\text{ЗЛД}} = \text{const}$,

где $W_{\text{ХП}}$, $W_{\text{ЗП}}$ – проекции вектора скорости бега изображения на маршруте $\bar{W}$ для ЦЛВ на оси ПСК $O\bar{X}_{\text{П}}$ и $O\bar{Z}_{\text{П}}$ соответственно.

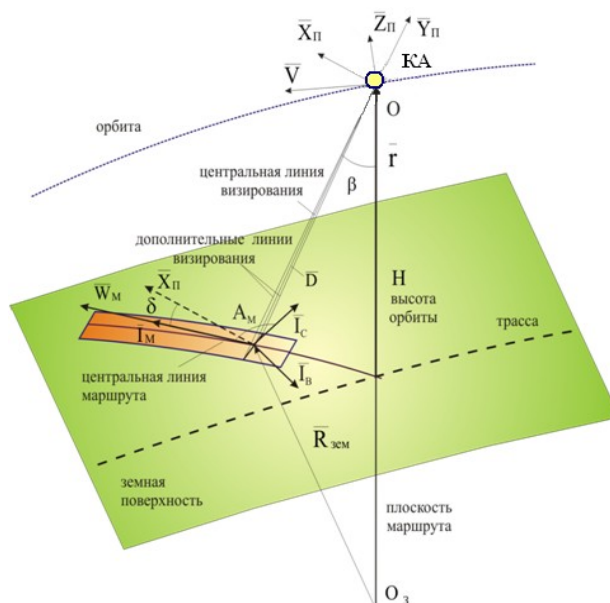


Рис. 2. Геометрия азимутальной съёмки

Кроме того, на маршрутах должны учитываться ограничения СУД по величине угловой скорости $\dot{\omega}(t)$ и ускорения $\ddot{\epsilon}(t)$ ПСК относительно ИСК, а также по величине углов отклонения ПСК в ОСК:

$$\begin{aligned} |\dot{\omega}(t)| &\leq \dot{\omega}_{\text{доп}}, |\ddot{\epsilon}(t)| \leq \ddot{\epsilon}_{\text{доп}}, \\ |\dot{\epsilon}(t)| &\leq \dot{\epsilon}_{\text{доп}}, \\ |\dot{\vartheta}(t)| &\leq 60^\circ, |\dot{\gamma}(t)| \leq 60^\circ, |\dot{\psi}(t)| \leq 70^\circ. \end{aligned} \quad (1)$$

Характеристики законов изменения углов тангажа, крена и рыскания на маршрутах при ограничениях (1) позволяют интерполировать их во всём диапазоне изменения исходных данных степенными функциями, в том числе степенными сплайнами. В сравнении с другими классами функций восстановление параметров ПУУД КА после интерполяции степенными функциями проводится в БКУ наиболее быстро.

Основная задача при выборе параметров интерполяции степенными функциями – шага, степени, узлов интерполяции – обеспечить максимальную точность выполнения условий расчёта ПУУД КА:

- рассчитанная величина параметра продольного бега изображения $W_{ХП}/D$ для ЦЛВ (рассчитывается баллистическим алгоритмом по ранее сформированной ПУУД КА на участке зондирования)

должна выдерживать постоянное значение;

- рассчитанное значение параметра поперечного бега изображения $W_{ЗП}/D=0$ для ЦЛВ (рассчитывается баллистическим алгоритмом по ранее сформированной ПУУД КА на участке зондирования).

Точность формирования ПУУД КА на участке зондирования оценивается величиной отклонения значений параметров продольного и поперечного бега изображения ($W_{ХП}/D$ и $W_{ЗП}/D$), рассчитанных баллистическим алгоритмом по сформированной ПУУД КА, от заданных. Допустимая погрешность для $W_{ХП}/D$ не должна превышать 0,2%.

Некоторые примеры законов изменения углов тангажа, крена и рыскания на маршрутах приведены на рис. 3, 5, 7. Результаты оценки точности выполнения условий интерполяции в зависимости от параметров интерполяции для параметров ПУУД КА, приведённых на рис. 3, 5, 7, в виде процентного отклонения значения $W_{ХП}/D$ от заданного при различных способах интерполяции приведены на рис. 4, 6, 8, соответственно.

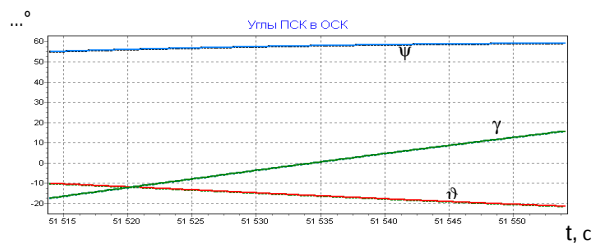


Рис. 3. Изменение углов тангажа, крена и рыскания при азимутальной съёмке маршрута длительностью 40 с, с относительным азимутом $A_{ОТН} = -60^\circ$

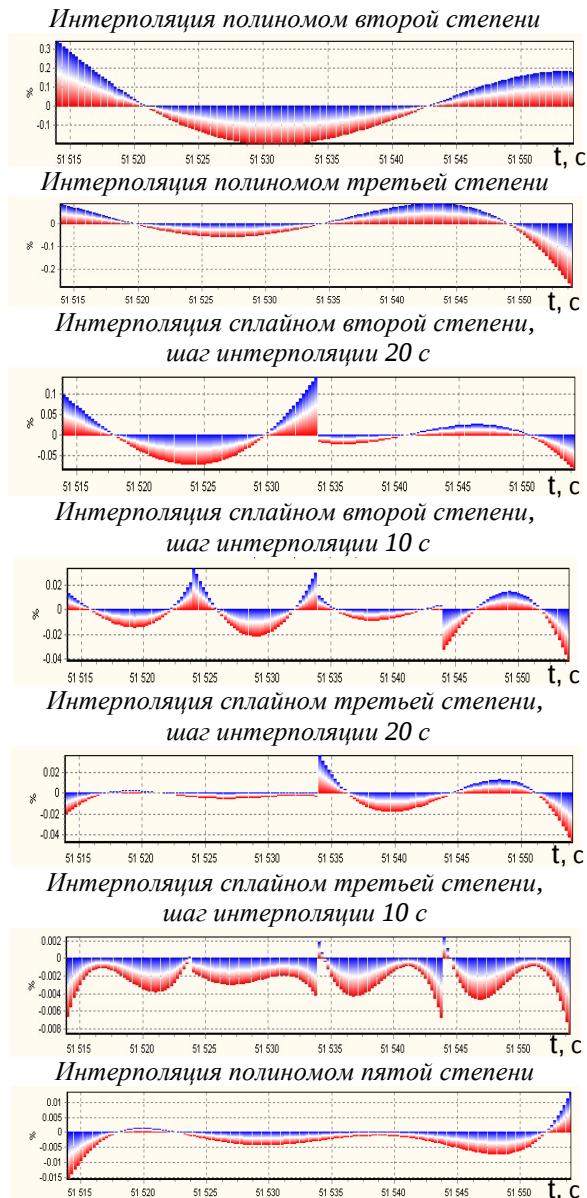


Рис. 4. Отклонение значения параметра продольного бега изображения $W_{ХП}/D$ от заданного

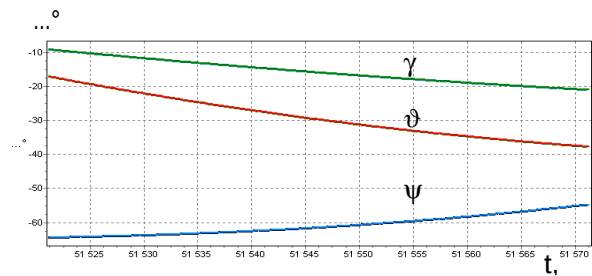


Рис. 5. Изменение углов тангажа, крена и рыскания при азимутальной съёмке маршрута с минимизацией параметра $W_{ХП}/D$ длительностью 50 с, с относительным азимутом $A_{ОТН} = 60^\circ$

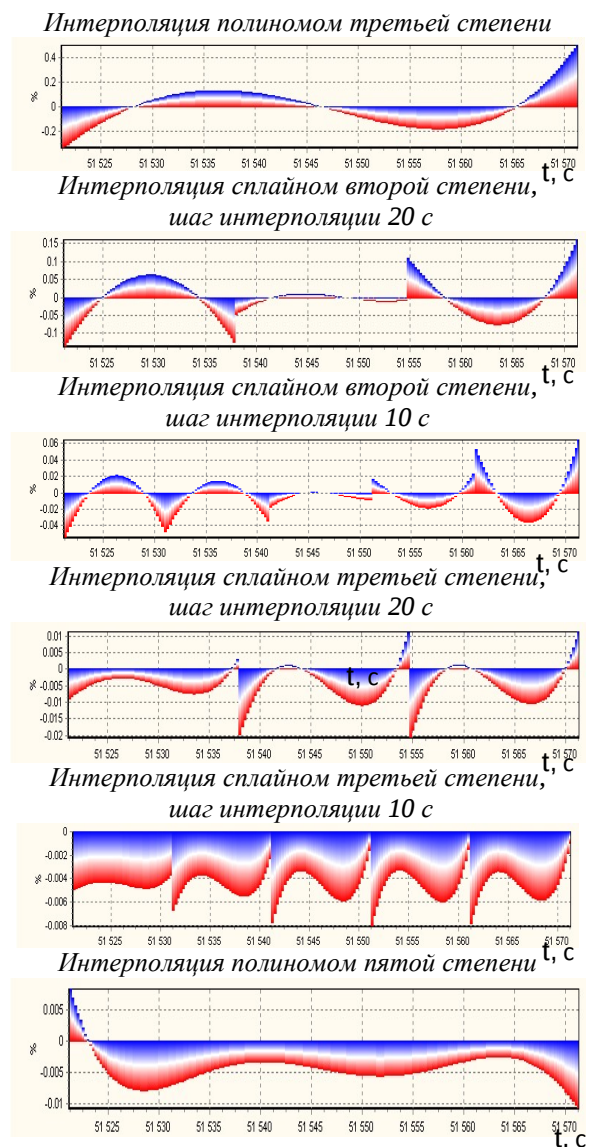


Рис. 6. Отклонение значения параметра продольного бега изображения $W_{ХП}/D$ от заданного

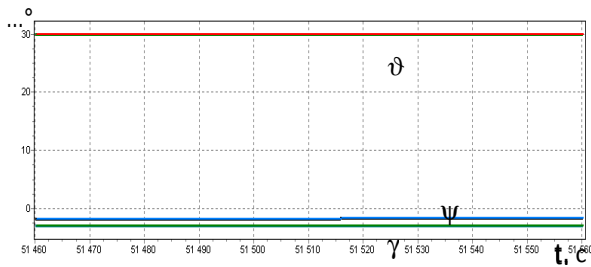


Рис. 7. Изменение углов тангажа, крена и рыскания при съёмке маршрута с постоянными углами тангажа и крена длительностью 100 с

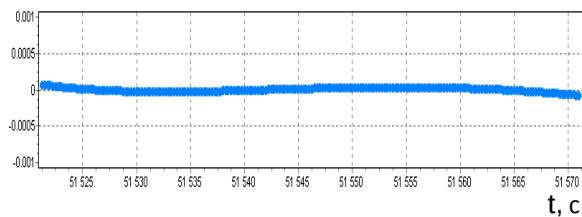


Рис. 8. Изменение значения параметра поперечного бега изображения $W_{zл}/D$ при интерполяции полиномом второй степени

Величина значения параметра поперечного бега изображения $W_{zл}/D$ для всех вариантов интерполяции не превышает 10^{-4} 1/с.

При съёмке эквидистантных маршрутов должно выполняться только условие зондирования а).

Одно из важных ограничений реализации в БКУ того или иного алгоритма интерполяции параметров ПУУД КА – объём памяти для хранения результатов расчёта. Кроме того, при выборе алгоритма требуется учитывать точность, реализуемую БВС. Если с точки зрения точности выполнения условий расчёта ПУУД КА предпочтительнее выглядят алгоритмы интерполяции высоких степеней и сплайн-функции с малым шагом интерполяции, то с точки зрения реализации в БКУ предпочтительнее алгоритм интерполяции сплайн-функциями степени не выше третьей с шагом интерполяции 20 с. При съёмке эквидистантных маршрутов с постоянными углами тангажа и крена функция изменения угла рыскания может интерполироваться полиномом второй степени.

2. На интервалах решения функциональных задач АКСО проводится съёмка звёздного неба, при которой БКУ должен выдерживать заданную угловую скорость КА в ИСК $|\bar{\omega}(t)| \approx 0,0025$ радиан/с. Угловое положение на начало участка АКСО задаётся в составе исходных данных.

Для интервалов АКСО $[t_{нфзi}, t_{кфзi}]$, $i=1, \dots, N$ (N – общее количество функциональных задач на участке получения информации зондирования), как и для маршрутов съёмки, параметры углового движения ПСК в ОСК – значения углов тангажа ϑ , крена γ и рыскания ψ – рассчитываются в БКУ с заданным шагом по времени, после чего интерполируются дважды непрерывно-дифференцируемыми степенными сплайн-функциями $\vartheta(t)$, $\gamma(t)$, $\psi(t)$, $t \in [t_{нфзi}, t_{кфзi}]$, $i=1, \dots, N$.

На интервалах АКСО должны учитываться ограничения по величине углов отклонения ПСК в ОСК:

$$|\vartheta(t)| \leq 180^\circ, |\gamma(t)| \leq 60^\circ, |\psi(t)| \leq 180^\circ. \quad (2)$$

По результатам проведённой оценки для интерполяции параметров ПУУД КА на участке АКСО с учётом ограничений (2) достаточно точности, предоставляемой полиномами третьей степени.

3. На участке ориентации КА в ОСК углы тангажа, крена и рыскания КА тождественно равны нулю.

4. На участках перенацеливания АЗ между интервалами решения функциональных задач – маршрутами съёмки, участками АКСО или участками ориентации в ОСК – $[t_{кфзi-1}, t_{нфзi}]$, $i=1, \dots, N$ – параметры углового движения ПСК в ОСК определяются, исходя из обеспечения непрерывности параметров ПУУД КА вплоть до $\bar{\epsilon}(t)$ на этих интервалах, а также ограничений СУД по угловой скорости $\bar{\omega}(t)$ и ускорению $\bar{\epsilon}(t)$ ПСК относительно ИСК:

$$|\bar{\omega}(t)| \leq \omega_{\text{доп}}, |\bar{\epsilon}(t)| \leq \epsilon_{\text{доп}}, |\ddot{\epsilon}(t)| \leq \ddot{\epsilon}_{\text{доп}}. \quad (3)$$

Другими словами, ПУУД КА на интервалах $[t_{\text{кфз}i-1}, t_{\text{нфз}i}]$, $i=1, \dots, N$ является решением двухточечной краевой задачи в классе дважды непрерывно-дифференцируемых степенных сплайн-функций, удовлетворяющих ограничениям (3).

Краевыми условиями являются параметры программы управления угловым движением в момент окончания очередной задачи (маршрута, АКСО либо участка ориентации в ОСК) $t_{\text{кфз}i-1}$ и в момент начала следующей задачи (маршрута, АКСО либо участка ориентации в ОСК) $t_{\text{нфз}i}$, $i=1, \dots, N$, задаваемые в ОСК в следующем виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} t_{\text{нмми}} = t_{\text{кфз}i-1}, t_{\text{кмми}} = t_{\text{нфз}i}; \\ \varphi_{l\text{нмми}} = \varphi_l(t_{\text{кфз}i-1}); \\ \dot{\varphi}_{l\text{нмми}} = \dot{\varphi}_l(t_{\text{кфз}i-1}); \\ \ddot{\varphi}_{l\text{нмми}} = \ddot{\varphi}_l(t_{\text{кфз}i-1}); \\ \varphi_{l\text{кмми}} = \varphi_l(t_{\text{нфз}i}); \\ \dot{\varphi}_{l\text{кмми}} = \dot{\varphi}_l(t_{\text{нфз}i}); \\ \ddot{\varphi}_{l\text{кмми}} = \ddot{\varphi}_l(t_{\text{нфз}i}), \end{array} \right. \quad (4)$$

где $\varphi_l = \vartheta$; $\varphi_2 = \gamma$; $\varphi_3 = \psi$;
 $i = 1, N$, $l = 1, 2, 3$.

Простейшим решением поставленной задачи является полином пятой степени, коэффициенты которого находятся из системы уравнений (4). Основным недостатком такого решения – его неустойчивость при $|t_{\text{кмми}} - t_{\text{нмми}}| > 60$ с. Для устранения указанного недостатка на изделии «Ресурс-ДК1» интервал перенацеливания разбивается на три участка: «разгона», движения с постоянной угловой скоростью и «торможения», на которых ПУУД КА описывается сплайн-функцией пятой степени (рис. 9).

Как видно из рисунка, основная цель разбиения – спрямление полинома пятой степени на участке $[t_1, t_2] \in [t_{\text{нмми}}, t_{\text{кмми}}]$.

Тем не менее, даже с учётом введения участка движения с постоянной угловой скоростью, управление угловым движением КА на ММИ по программе управления, основанной на полиномах пятой степени, далеко от оптимального, а ограничения (3) не учитываются при расчёте

параметров ПУУД КА. Их выполнение проверяется для уже рассчитанной ПУУД КА.

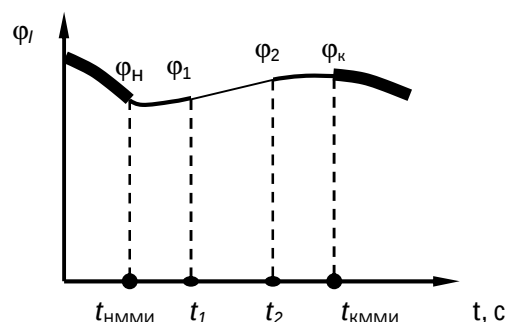


Рис. 9. Разбиение ММИ на участки «разгона», движения с постоянной угловой скоростью и «торможения»

Стремление увеличить эффективность системы управления КА на участках перенацеливания между интервалами решения функциональных задач обусловило поиск решения поставленной двухточечной краевой задачи в классе кубических полиномиальных сплайнов.

Как и для сплайнов пятой степени, для кубического интерполяционного сплайна в общем случае выделяются три участка – «разгона», движения с постоянной угловой скоростью и «торможения». Расчёт параметров углового движения на ММИ начинается с построения кусочно-линейной непрерывной функции $\dot{\varphi}_l(t) \in C(\mathfrak{X})$, интегрируя которую, получим $\varphi_l(t), \varphi_l(t), l=1, 2, 3$ (рис. 10).

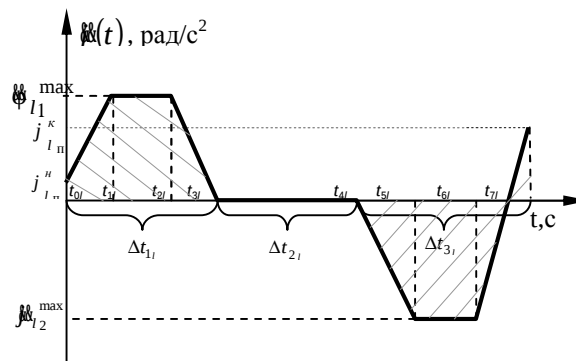


Рис. 10. Общий вид $\ddot{\varphi}(t)$ на ММИ

Участки разгона и торможения Δt_{1l} и Δt_{3l} разбиты каждый на три промежутка, причём на промежутках $[t_{1l}, t_{2l}]$ и $[t_{5l}, t_{6l}]$ движение совершается с ускорением, не превышающим максимально допустимое: $|\ddot{\phi}_{1l}^{\max}| \leq \epsilon_{\text{доп}}$, $|\ddot{\phi}_{12}^{\max}| \leq \epsilon_{\text{доп}}$. На участке $[t_{3l}, t_{4l}]$ ускорение равно нулю, то есть угловые скорости в ОСК будут постоянны и равны некоторой величине $\dot{\phi}_l^{\text{cp}} = \frac{\phi_{1\text{КММII}} - \phi_{1\text{НММII}}}{t_{7l} - t_{0l}}$, $l = 1, 2, 3$, которая впоследствии подлежит уточнению.

Продолжительность участков $[t_{0l}, t_{1l}]$, $[t_{1l}, t_{2l}]$, $[t_{2l}, t_{3l}]$ и $[t_{4l}, t_{5l}]$, $[t_{5l}, t_{6l}]$, $[t_{6l}, t_{7l}]$, как и значения $\ddot{\phi}_{1l}^{\max}$, $\ddot{\phi}_{12}^{\max}$, определяются из ограничений (3) и краевых условий (4). При этом выполнение ограничений (3) обеспечивается на этапе «построения $\ddot{\phi}(t)$ ». Площадь заштрихованных на рис. 10 фигур соответствует изменению угловой скорости $\dot{\phi}_l(t)$, $l = 1, 2, 3$ на участках $[t_{0l}, t_{3l}]$ и $[t_{4l}, t_{7l}]$:

$$\begin{cases} \dot{\phi}_l(t) \Big|_{t_{0l}}^{t_{3l}} = \int_{t_{0l}}^{t_{3l}} \ddot{\phi}_l(t) dt; \\ \dot{\phi}_l(t) \Big|_{t_{3l}}^{t_{4l}} = 0; \\ \dot{\phi}_l(t) \Big|_{t_{4l}}^{t_{7l}} = \int_{t_{4l}}^{t_{7l}} \ddot{\phi}_l(t) dt. \end{cases} \quad (5)$$

Аналогично

$$\begin{cases} \phi_l(t) \Big|_{t_{0l}}^{t_{3l}} = \int_{t_{0l}}^{t_{3l}} \dot{\phi}_l(t) dt; \\ \phi_l(t) \Big|_{t_{3l}}^{t_{4l}} = \dot{\phi}_l^{\text{cp}} \cdot (t_{4l} - t_{3l}); \\ \phi_l(t) \Big|_{t_{4l}}^{t_{7l}} = \int_{t_{4l}}^{t_{7l}} \dot{\phi}_l(t) dt. \end{cases} \quad (6)$$

Из систем (5)-(6) уточняется значение угловой скорости $\dot{\phi}_l^{\text{cp}}$ на участке $[t_{3l}, t_{4l}]$, после чего проводится уточнение параметров t_{jl} , $\ddot{\phi}_{1l}^{\max}$ и $\ddot{\phi}_{2l}^{\max}$, $j = 1, \dots, 7$, $l = 1, 2, 3$.

Сравнение законов изменения параметров программы управления на ММИ

для двух вариантов исходных данных приведено на рис. 11-14.

Эффективность использования кубических интерполяционных сплайнов при решении краевой задачи (4) выше, поскольку их применение позволяет не только учесть ограничения (3) при построении $\phi_l(t)$, $l = 1, 2, 3$, но и формировать оптимальные законы управления в рамках ограничений (3).

Таким образом, в работе выделены участки полёта КА, для каждого из них показан возможный характер изменения параметров программы управления, проведена оценка точности выполнения условий расчёта ПУУД КА при различных вариантах параметризации параметров программы управления, сформулированы критерии оценки точности интерполяции для различных участков полёта КА сплайн-функциями различного порядка, приведено обоснование выбора параметров интерполяции в обеспечении заданной точности. Показана достаточность использования степенных сплайн-функций при параметризации ПУУД КА.

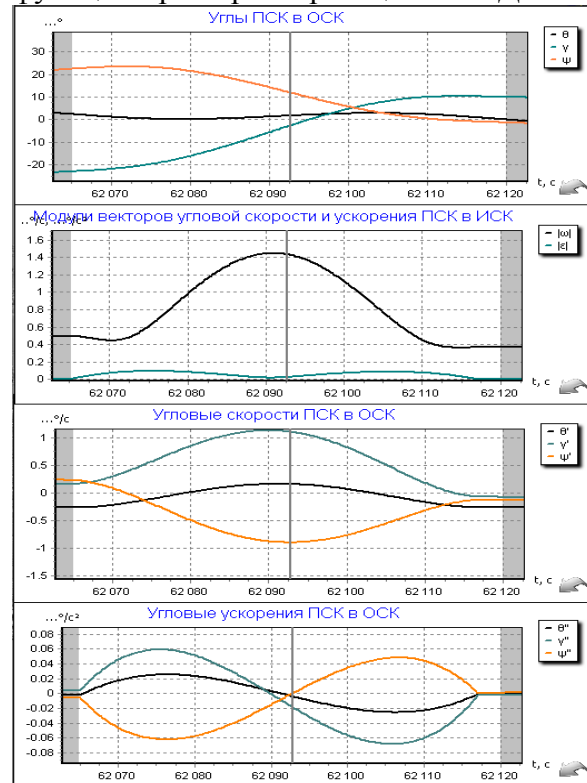


Рис. 11. Пример изменения параметров ПУУД КА на ММИ (вариант 1) при использовании полинома пятой степени

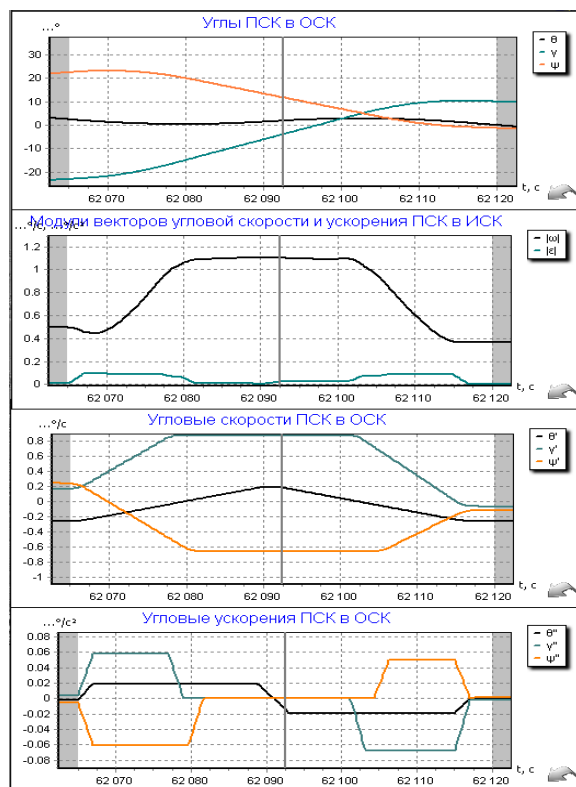


Рис. 12. Пример изменения параметров ПУУД КА на ММИ (вариант 1) при использовании кубического сплайна

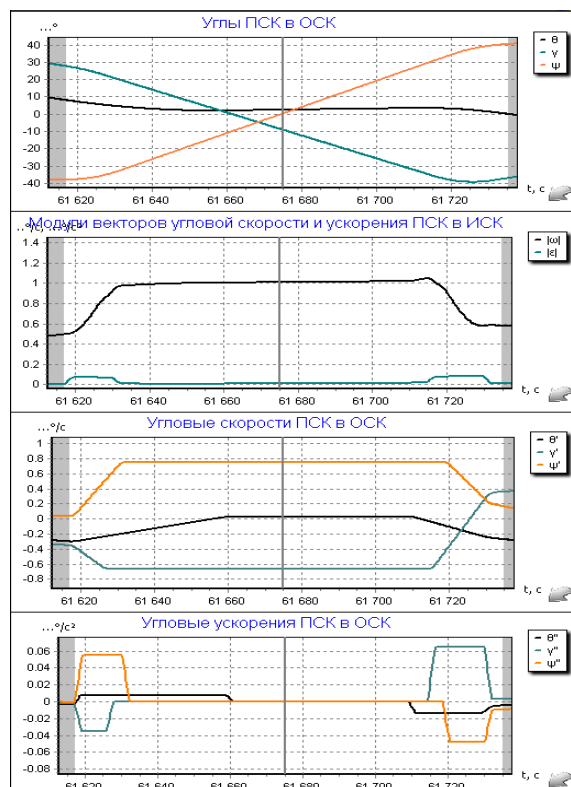


Рис. 14. Пример изменения параметров ПУУД КА на ММИ (вариант 2) при использовании кубического сплайна

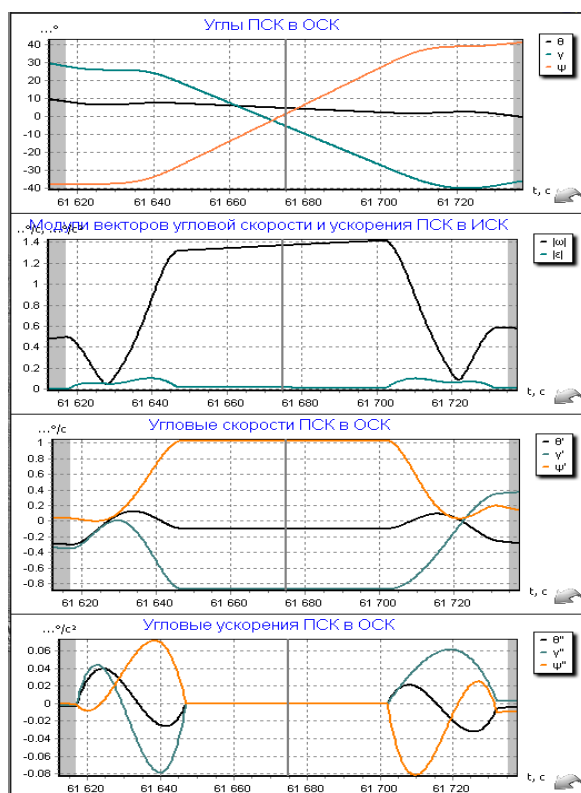


Рис. 13. Пример изменения параметров ПУУД КА на ММИ (вариант 2) при использовании сплайн-функции пятой степени

Библиографический список

1. Управление угловым движением КА ДЗЗ [Текст] / Г. П. Аншаков, А. И. Мантуров, Ю. М. Усталов [и др.] // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2006. – №6. – С. 12-18.
2. Интегрированная система управления угловым движением космического аппарата дистанционного зондирования Земли [Текст] / Г. П. Аншаков, Ю. Г. Антонов, А. И. Мантуров [и др.] // Сб. тр. IX Санкт - Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2002. – С. 77-85.
3. Организация решения целевых задач в бортовых комплексах управления КА зондирования [Текст] / Г. П. Аншаков, А. И. Мантуров, В. А. Мочалов [и др.] // Сб. докладов XVIII Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. – СПб., 2011. – С. 263-269.
4. Галкина, А. С. Определение кинематических ограничений программы

управления угловым движением КА ДЗЗ для азимутальной съёмки маршрута [Текст] / А. С. Галкина, Г. И. Гвоздев, В. Е. Юрин // Сб. тез. докладов XIV международного науч. конф. «Системный анализ, управление и навигация». – 2009. – С. 82-83.

5. Бородин, М. С. Технология сканирования в оптико-электронной космической съёмке [Текст] / М. С. Бородин // Космонавтика и ракетостроение. – 2008. – №2(51). – С. 75-82.

6. Занин, К. А. Формирование требований к динамике космических аппаратов дистанционного зондирования земли [Текст] / К. А. Занин, М. Н. Хайлов // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2009. – №5. – С. 32-37.

7. Анализ точности формирования и реализации программ управления угловым движением космического аппарата при использовании системы спутниковой

навигации [Текст] / А. С. Галкина, А. И. Мантуров, В. И. Рублёв [и др.] // Научно-технический журнал «Гироскопия и навигация». – 2010. – №1(68). – С. 15-25.

8. К вопросу оценки точности формирования программы управления угловым движением КА на участках зондирования [Текст] / К. В. Бузуев, А. С. Галкина, А. В. Загородний [и др.] // Сб. тез. докладов XV международного науч. конф. «Системный анализ, управление и навигация». – Евпатория, 2010. – С. 47.

9. Носенко, Ю. И. Космический комплекс «Ресурс-ДК1» [Текст]: справочные материалы / Ю. И. Носенко; под ред. д-ра техн. наук, Ю. И. Носенко. – М.: Маджерик, 2006. – Вып. 3. – 68 с.

10. Корн, Г. Справочник по математике для научных работников и инженеров [Текст] / Г. Корн, Т. Корн. – М.: Наука, 1968. – 720 с.

THE USE OF COMPUTATIONAL METHODS FOR THE PARAMETRIZATION OF THE ANGULAR MOTION CONTROL PROGRAM IN ON-BOARD CONTROL SYSTEMS OF EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT

© 2012 A. S. Galkina, A. I. Manturov, N. I. Pyrinov, V. E. Yurin

State Research and Production Space-Rocket Center "TsSKB-Progress", Samara

The paper deals with the problems of generation and implementation of spacecraft angular motion control programs, the peculiarities of their parametrization for different flight legs in the sensing interval for the RESURS-P spacecraft onboard control system. The conditions of design and parametrization of control programs are systematized.

Angular motion control program, organization of imaging control, conditions of sensing.

Информация об авторах

Галкина Анастасия Сергеевна, ведущий инженер-конструктор, кандидат технических наук, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: Mail@samspace.ru. Область научных интересов: управление угловым движением космических аппаратов.

Мантуров Александр Иванович, начальник отдела, доктор технических наук, профессор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: Mail@samspace.ru. Область научных интересов: динамика полёта космических аппаратов, системы управления космическими аппаратами.

Пыринов Никита Иванович, инженер-конструктор 3 категории, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: Mail@samspace.ru. Область научных интересов: управление угловым движением космических аппаратов.

Юрин Виталий Евгеньевич, начальник сектора, ФГУП ГНПРКЦ “ЦСКБ-Прогресс”. E-mail: Mail@samspace.ru. Область научных интересов: управление угловым движением космических аппаратов.

Galkina Anastasiya Sergeevna, candidate of technical science, leading design engineer, Space Rocket Center "TsSKB-Progress". E-mail: Mail@samspace.ru. Area of research: spacecraft angular motion control.

Manturov Alexander Ivanovich, doctor of technical science, professor, head of department, Space Rocket Center "TsSKB-Progress". E-mail: Grand_forever@inbox.ru. Area of research: spacecraft flight dynamics, spacecraft control systems.

Pyrinov Nikita Ivanovich, design engineer of the 3rd category, Space Rocket Center "TsSKB-Progress". E-mail: Mail@samspace.ru. Area of research: spacecraft angular motion control.

Yurin Vitaly Yevgenievich, head of sector, Space Rocket Center "TsSKB-Progress". E-mail: Mail@samspace.ru. Area of research: spacecraft angular motion control.

УДК 628.78

АДАПТИВНЫЙ АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НИЗКОВЫСОТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ОБРАБОТКИ ОДНОМОМЕНТНЫХ РАЗНОТИПНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

© 2012 М. Е. Григорьева, А. В. Крамлих

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

Рассматриваются вопросы построения адаптивного алгоритма определения ориентации низковысотных космических аппаратов на основе обработки одномоментных разнотипных измерений (радионавигационных, магнитометрических). В основу адаптивного алгоритма положены слабосвязанная и сильносвязанная схемы комплексирования магнитометрической и радионавигационной информации; алгоритм определения ориентации, основанный на анализе пространственного положения навигационных спутников ГЛОНАСС/GPS.

Низковысотный космический аппарат, ориентация, комплексирование, магнитометрические измерения, радионавигационные измерения, ГЛОНАСС, GPS, адаптивный алгоритм.

Среди космических аппаратов (КА), функционирующих в настоящее время, большинство являются низковысотными (высота полёта менее 1000 км). Это обусловлено широкой областью их использования – научные, технологические и образовательные КА.

Для контроля и управления полётом и экспериментами, проводимыми на борту низковысотных КА в режиме времени, близком к реальному, возникает необходимость в создании системы контроля движения, позволяющей оперативно и автономно решать задачи навигации и определения ориентации. Так, например, информация о векторе состоянии КА, на борту которого проводятся научные и технологические эксперименты, необходима для правильной интерпретации их результатов. При этом, требования к точности знания некоторых элементов вектора состояния КА (например, ориентации) могут быть невысокими (погрешности порядка 5°).

Использование навигационных приёмников (НП), работающих по спутниковым радионавигационным системам (СРНС) ГЛОНАСС (Россия) и GPS (США) позволяет решать задачу навигации (определение параметров движения центра масс) автономно и с высокой сте-

пенью точности [1,2]. Поэтому НП является в настоящее время обязательным элементом системы контроля движения.

НП используют два типа измерений: фазовые и кодовые. НП, использующие фазовые измерения, могут быть применены и для определения ориентации КА на основании принципов интерферометрии [3].

Алгоритмы определения ориентации, основанные на принципах интерферометрии, имеют как достоинства – высокая точность решения задачи ориентации, так и недостатки – высокая стоимость, необходимость разрешения фазовой неоднозначности, конструктивная сложность реализации на КА (большая антенная база), поскольку точность определения ориентации при фазовых измерениях в значительной мере зависит от размеров антенной базы [3].

Следует отметить, что не вся спутниковая радионавигационная информация в НП используется в полном объёме. Существует определённый информационный резерв, использование которого совместно с информацией от дополнительного измерительного устройства (магнитометр, солнечный датчик, датчики горизонта, ионные ловушки, звёздные фотометры, информация о токосъёме с панелей солнечных ба-

тарей и т.п.) позволит решить одномоментно задачу определения ориентации.

Наибольшее применение в алгоритмах определения ориентации получили магнитометрические измерения и измерения с солнечных датчиков, что вызвано высокой надёжностью и экономичностью магнитометров и солнечных датчиков.

Разработке методов определения ориентации по магнитометрическим измерениям посвящено большое количество работ [4–11].

Важно отметить, что однозначное одномоментное определение ориентации только по магнитометрическим измерениям невозможно.

Задача снятия неоднозначности определения ориентации по магнитометрическим измерениям решается либо путём использования модели движения относительно центра масс, либо комплексированием магнитометрической информации с информацией от дополнительного измерительного устройства.

Существующие методы определения ориентации можно разделить на два класса: методы с использованием моделей движения относительно центра масс (ЦМ) (интегральные методы) и методы, их не использующие (локальные) [12].

1. Интегральные методы. В основу интегральных методов положена идея использования математической модели движения относительно ЦМ для объединения измерений, полученных на достаточном для обработки мерном интервале времени.

Определение ориентации с использование математической модели движения относительно ЦМ может быть выполнено и на основе измерений одного направления. При этом, однако, необходимо, чтобы измеряемый вектор существенно изменял на мерном интервале своё направление, иначе ориентация КА может быть определена лишь с точностью до произвольного поворота вокруг этого вектора.

Интегральные методы определения ориентации не применимы в случае действия на КА значительных, не поддаю-

щихся точному учёту, возмущающих моментов. Так же данный метод определения ориентации не применим для решения задачи определения ориентации в масштабе времени, близком к реальному.

2. Локальные методы. В основу локальных методов одномоментного определения ориентации положен метод согласования измерений двух и более векторов в двух системах координат. В качестве измеряемых параметров при расчёте углового положения КА используются величины, характеризующие в связанной с КА системе координат некоторые направления, известные априорно в базовой (абсолютной, орбитальной или в другой удобной) системе координат. Если на КА одновременно определяется несколько направлений, то число измеряемых функций оказывается достаточным для расчёта матрицы ориентации в каждый отдельный момент времени получения измерений.

Локальные методы определения ориентации являются предпочтительными для решения задачи оперативного определения ориентации на борту КА.

Для многих низковысотных КА приёмная антенна НП устанавливается непосредственно на корпусе КА, при этом его поверхность ограничивает область видимости навигационных спутников (НС). Таким образом, среди НС есть спутники, невидимые из-за конструктивных ограничений. В работах [13, 14] рассмотрены алгоритмы определения ориентации продольной оси КА (при наличии одной антенны) и или полной ориентации КА (при наличии трёх антенн) по анализу видимости/невидимости НС.

В работе [15] проведён анализ записи целей функций для различного количества навигационных антенн и их геометрического расположения. По результатам анализа был сделан вывод о том, что целесообразным является размещение трёх навигационных антенн по трём взаимно перпендикулярным направлениям.

На основании вышесказанного в качестве базового алгоритма в адаптивном алгоритме определения ориентации низ-

ковысотных КА предлагается использовать алгоритм, основанный на анализе видимости/невидимости НС.

При постановке и решении задачи ориентации КА удобно ввести правые ортогональные системы координат (триэдр) с центром в заданной точке, расположенной, как правило, в центре масс объекта. Введём следующие системы координат:

- связанная система координат $OX_1Y_1Z_1$ (ССК) (ось OX_1 – продольная ось, ось OY_1 направлена вверх, ось OZ_1 дополняет систему до правой);

- орбитальная система координат $OX_2Y_2Z_2$ (ОСК) (ось OZ_2 направлена по радиусу-вектору КА, ось OY_2 направлена по вектору кинетического момента орбитального движения КА, ось OX_2 дополняет систему до правой).

Для обозначения систем координат будем использовать первую заглавную букву из обозначения его осей. Нижние индексы у векторов в виде заглавных букв будут определять ту систему координат, в проекциях на которую задаётся вектор. Матрицу перехода от ОСК к ССК будем обозначать как $\mathbf{M}_{X_1X_2}$, матрицу обратного перехода будем записывать как $\mathbf{M}_{X_2X_1}$. Известно, что матрица перехода, элементы которой представляют собой направляющие косинусы, является ортогональной матрицей, т.е. $(\mathbf{M}_{X_1X_2})^{-1} = (\mathbf{M}_{X_1X_2})^T$. Поэтому

$\mathbf{M}_{X_1X_2} \cdot (\mathbf{M}_{X_1X_2})^T = \mathbf{M}_{X_1X_2} \cdot \mathbf{M}_{X_2X_1} = \mathbf{E}$, где $\mathbf{E}$ – единичная матрица.

Задачу определения ориентации КА удобно рассматривать с позиций нахождения ориентации ССК относительно ОСК. Суть задачи заключается в определении матрицы $\mathbf{M}_{X_1X_2}$. Поскольку в силу свойств ортогональности из девяти элементов этой матрицы только три являются независимыми, возникает возможность различных способов параметризации матрицы перехода. При решении задач ориентации наибольшее применение получили три варианта такой параметризации:

- непосредственно с помощью элементов этой матрицы, представляющих собой направляющие косинусы;

- с использованием кватернионов;

- с применением трёх углов (например, углов Крылова, углов Эйлера [16]).

Как известно, некоторый триэдр можно перевести из исходного положения в новое, произвольное, путём поворотов вокруг трёх осей. В качестве осей поворотов удобно взять оси OX_1 , OY_1 и OZ_1 , жёстко связанные с КА. В отличие от поворота на плоскости, операция поворота в пространстве некоммукативна, т.е. конечное положение триэдра будет зависеть от последовательности, в которой произведены повороты. Поэтому надо эту последовательность доопределить.

Для выбранных углов ориентации (J – угол тангажа, y – угол рыскания, j – угол крена) и их последовательности поворотов получим следующую матрицу:

$$\mathbf{M}_{X_1X_2} = \begin{bmatrix} \cos J \cdot \cos y & \cos J \cdot \sin y & -\sin J \\ \sin j \cdot \sin J \cdot \cos y - \sin j \cdot \sin J \cdot \sin y + \sin j \cos J & \sin j \cdot \sin J \cdot \sin y + \sin j \cos J & \sin j \cos J \\ -\cos j \cdot \sin y & +\cos j \cdot \cos y & \sin j \cos J \\ \cos j \cdot \sin J \cdot \cos y + \cos j \cdot \sin J \cdot \sin y - \cos j \cos J & \cos j \cdot \sin J \cdot \sin y - \cos j \cos J & \cos j \cos J \\ +\sin j \cdot \sin y & -\sin j \cdot \cos y & \cos j \cos J \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Используя связь между выбранными углами поворота и кватернионом [14], по-

лучим матрицу $\mathbf{M}_{X_1X_2}$, параметризованную с помощью кватерниона:

$$\mathbf{M}_{x_1x_2} = \begin{bmatrix} v_0^2 + v_1^2 - v_2^2 - v_3^2 & 2 \cdot (v_1v_2 + v_0v_3) & 2 \cdot (v_1v_3 - v_0v_2) \\ 2 \cdot (v_1v_2 - v_0v_3) & v_0^2 + v_2^2 - v_1^2 - v_3^2 & 2 \cdot (v_0v_1 + v_2v_3) \\ 2 \cdot (v_0v_2 + v_1v_3) & 2 \cdot (v_2v_3 - v_1v_1) & v_0^2 + v_3^2 - v_2^2 - v_1^2 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Таким образом, задача определения ориентации КА сводится к задаче отыскания матрицы перехода (например, от ОСК к ССК) в случае параметризации матрицы углами или направляющими косинусами или к задаче отыскания собственного кватерниона вращения.

В адаптивном алгоритме используются все три способа параметризации матрицы ориентации $\mathbf{M}_{x_1x_2}$. Выбор конкретного способа параметризации зависит от типа используемой схемы комплексирования [14,17,18], состава измерительной информации и её качества.

Под радионавигационной информацией понимаются измеренные псевдодальности до навигационных спутников и параметры движения центра масс (ПДЦМ) КА, под магнитометрической информацией понимается измеренный и рассчитанный по известной модели вектор напряжённости магнитного поля Земли (МПЗ).

Под адаптивностью алгоритма понимается возможность выбора алгоритма решения задачи определения ориентации низковысотного КА в зависимости от текущих условий проведения измерений и качества измерительной информации.

В состав адаптивного алгоритма включены алгоритмы определения ориентации низковысотного КА по анализу видимости/невидимости НС [13,14] и алгоритмы определения ориентации на основе сильносвязанной и слабосвязанной схем комплексирования [14,17,18].

Основная идея адаптивного алгоритма заключается в том, что перед непосредственным решением задачи определения ориентации низковысотного КА полученные измерения подвергаются анализу, результаты которого определяют выбор алгоритма или их комбинации для решения задачи определения ориентации.

Каждый вид измеренных данных проходит анализ и отбраковку по соответствующим критериям.

На первом этапе отбраковываются ПДЦМ КА по критерию оценки полной энергии. Для последующей обработки отбираются те решения, для которых справедливо выполнение неравенства:

$$|h(t_i) - h_{\text{mod}}(t_i)| \leq dh, \quad (3)$$

где $h(t_i)$ – значение энергии, вычисленное по траекторным измерениям на момент времени t_i ; $h_{\text{mod}}(t_i)$ – значение энергии, вычисленное на основе модели движения (в слепополётном варианте обработки данных по «эталонной орбите» [19]) в момент времени t_i ; dh – допустимое отклонение по энергии.

Причём, если в процессе отбраковки выясняется, что данные отклоняются только в краткий промежуток времени, т.е. наблюдаются единичные «всплески», то такие данные исключаются из обработки. Если временной промежуток продолжителен, то используются модельные значения ПДЦМ.

На втором этапе происходит расчёт вектора напряжённости МПЗ по выбранной модели. После расчета модельных значений вектора напряжённости МПЗ отбраковываются измеренные вектора напряжённости по критерию:

$$|H_{\text{meas}} - H_{\text{mod}}| \leq dH, \quad (4)$$

где H_{meas} – измеренное значение вектора напряжённости МПЗ в системе координат, связанной с КА; H_{mod} – модельное значение вектора напряжённости МПЗ, в системе координат, относительно которой определяется ориентация; dH – допустимое отклонение по напряжённости.

Схема адаптивного алгоритма приведена на рис. 1.

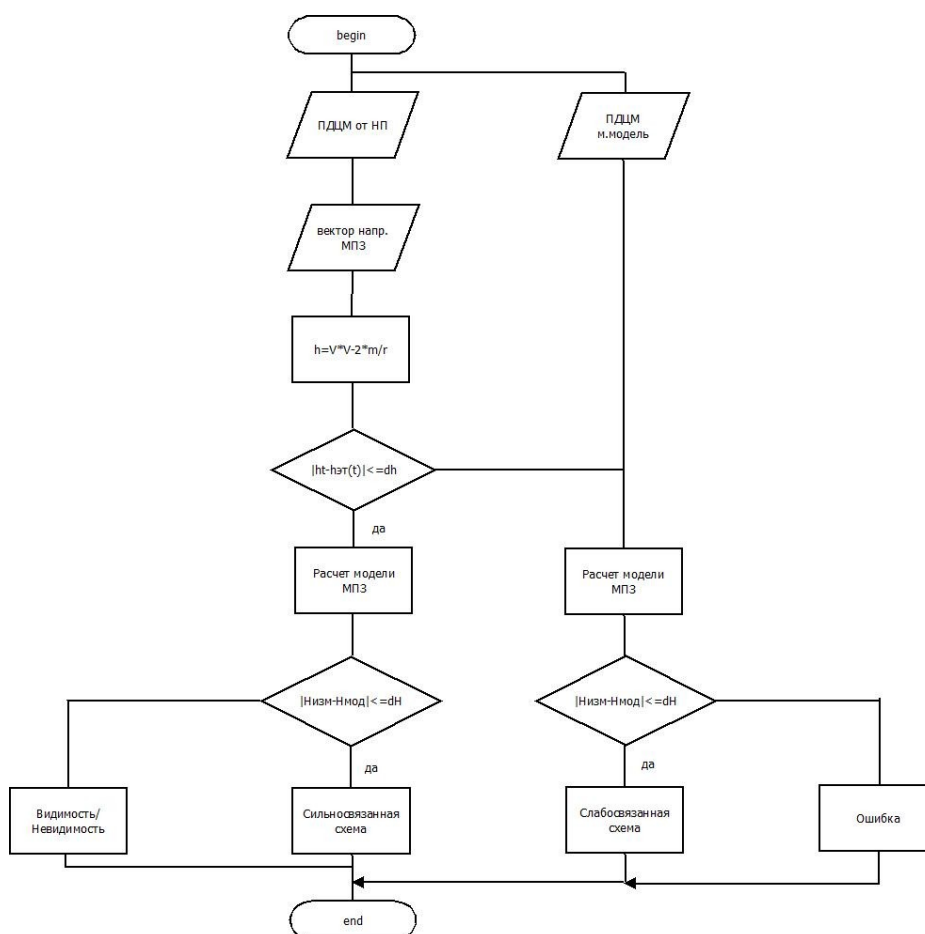


Рис. 1. Схема адаптивного алгоритма

Предложенный адаптивный алгоритм позволяет для решения задачи определения пространственной ориентации низковысотного КА выбрать необходимый алгоритм исходя из состава и качества измерительной информации и тем самым повысить надёжность решения указанной задачи.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 12-08-31516 мол_а.

Библиографический список

1. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ (третья редакция). – М.: КНИЦ ВКС, 1995.
2. Global Positioning System. Standard positioning service. Signal specification. 2-nd editions. June 2, 1995.

3. Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации: [Сборник статей и докладов]. - СПб.: ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор», 2001. - 235 с.

4. Сидоров, И. М. Определение углового положения искусственного спутника Земли с помощью датчиков магнитного поля. [Текст] / И. М. Сидоров, В. П. Прохоренко // Космические исследования. – 1968. – т. VI., Вып. 2. – С.175-185.

5. Титов, А. М. Определение углового положения неориентированных ИСЗ по данным магнитометрических измерений [Текст] / А. М. Титов, В. В. Антоненко, В. П. Щукин // Космические исследования. – 1971. – т. IX., Вып. 3. – С. 397–407.

6. Хацкевич, И. Г. Определение ориентации ИСЗ по магнитометрическим измерениям [Текст] / И. Г. Хацкевич //

Космические исследования. – 1972. – т. X., Вып. 1. – С. 3–12.

7. Голубков, В. В. Определение локальной ориентации космических аппаратов [Текст] / В. В. Голубков // Космические исследования. – 1970. – т. VIII, Вып. 6. – С. 811–822.

8. Титов, А. М. Определение ориентации по двухвекторной системе измерений [Текст] / А. М. Титов, В. П. Щукин // Космические исследования. – 1978. – т. XVI, Вып. 1. – С. 3–9.

9. Wertz, J. R. Spacecraft Attitude Determination and Control. Dordrecht [Текст] / J. R. Wertz – The Netherland, 1978.

10. Абрашкин, В. И. Определение вращательного движения спутника «Фотон-М2» по данным бортовых измерений магнитного поля Земли [Текст] / В. И. Абрашкин, В. Л. Балакин, И. В. Белоконов, К. Е. Воронов [и др.] // Препринт Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. – 2000. – №60. – 32 с.

11. Shuster, M. D. Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations [Текст] / M. D. Shuster, S. D. Oh // Journal of Guidance and Control. – 1981. – Vol.4. – №1. – pp. 70-77.

12. Беляев, М. Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях [Текст] / М. Ю. Беляев. – М.: Машиностроение, 1984. – 264 с.

13. Белоконов, И. В. Определение возможной ориентации продольной оси микрогравитационной космической платформы «Фотон-М2» по спутниковым радионавигационным измерениям [Текст] / И. В. Белоконов, А. В. Крамлих // Управление движением и навигация летательных аппаратов: сборник трудов XIII Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара, 2007. – С. 83-89.

14. Крамлих, А. В. Алгоритмы определения ориентации низковысотных кос-

мических аппаратов на основе комплексирования спутниковых радионавигационных и магнитометрических измерений [Текст]: дисс. канд. тех. наук: 05.07.09: защищена 24.10.08: утв. 02.03.09/Крамлих Андрей Васильевич. – С., 2008. – 160 с.

15. Бирюкова, О. А. Исследование эффективности алгоритмов определения ориентации космического аппарата по одномоментным радионавигационным измерениям [Текст] / О. А. Бирюкова, А. В. Крамлих // Управление движением и навигация летательных аппаратов: сборник трудов XV Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара, 2012. – С. 63-68.

16. Бранец, В. Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела [Текст] / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 320 с.

17. Белоконов, И. В. Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магнитометрических и радионавигационных измерений [Текст] / И. В. Белоконов, А. В. Крамлих // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. – 2007. – №1 (12). – С. 22-30.

18. Крамлих, А. В. Алгоритм определения ориентации космического аппарата при слабосвязанной схеме комплексирования радионавигационных и магнитометрических измерений [Текст] / А. В. Крамлих // Аэрокосмическое приборостроение. – Москва, 2008. – № 7. – С. 9-13.

19. Белоконов, И. В. Алгоритм обработки измерительной информации в задаче прогнозирования и использованием регуляризации [Текст] / И. В. Белоконов, В. А. Боровков // Управление движением и навигация летательных аппаратов: сборник трудов XI Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара, 2003. – С. 168-174.

ADAPTIVE ALGORITHM OF DETERMINING LOW ALTITUDE SPACECRAFT ORIENTATION ON THE BASIS OF PROCESSING INSTANT DIVERSE-TYPE MEASUREMENTS

© 2012 M. Ye. Grigoryeva, A. V. Kramlikh

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

The paper deals with the problems of constructing the adaptive algorithm of determining low altitude spacecraft orientation on the basis of processing instant diverse-type measurements (radio navigation, magnetometric measurements). The loosely coupled and tightly coupled schemes of integrating magnetometric and radionavigation information as well as the algorithm of determining orientation based on the analysis of GLONASS/GPS navigation satellites' spatial location form the basis of the adaptive algorithm.

Low altitude spacecraft, orientation, integration, magnetometric measurements, radionavigation measurements, GLONASS, GPS, adaptive algorithm.

Информация об авторах

Григорьева Мария Евгеньевна, магистрант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: mashagrigoreva@gmail.com. Область научных интересов: алгоритмы ориентации космических аппаратов, комплексирование и обработка информации.

Крамлик Андрей Васильевич, кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kramlikh@mail.ru. Область научных интересов: навигация и ориентация космических аппаратов, комплексирование и обработка информации.

Grigoryeva Maria Yevgenyevna, undergraduate student, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov. E-mail: mashagrigoreva@gmail.com. Area of research: spacecraft orientation algorithms, information integrating and processing.

Kramlikh Andrey Vasilyevich, candidate of engineering science, assistant professor, the department of space mechanical engineering, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov. E-mail: kramlikh@mail.ru. Area of research: spacecraft navigation and orientation, information integrating and processing.

УДК 520.6.05+629.78

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ДВУХКООРДИНАТНЫЙ ДАТЧИК ПОЛОЖЕНИЯ СОЛНЦА С УВЕЛИЧЕННЫМ ПОЛЕМ ЗРЕНИЯ

© 2012 Р. С. Дюльдин, В. Д. Блинов

Филиал ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» - НПП «ОПТЭКС»
Москва, Зеленоград

Рассматриваются возможные подходы к разработке солнечного датчика нового поколения, отличающегося уменьшенными массогабаритными характеристиками и увеличенным полем зрения. Проведён анализ элементной базы, необходимой для создания прибора. Представлены результаты энергетического и точностного моделирования и проектный облик датчика.

Датчик положения Солнца, КМОП-матрица, поле зрения, радиационная стойкость, точностное моделирование, светотехническое моделирование.

Для определения ориентации космического аппарата (КА), как правило, используются инерциальные измерители угловых скоростей (гироскопы) и датчики положения относительно Солнца, звёзд или Земли. Солнце является наиболее мощным ориентиром, хотя его положение и не известно с той точностью, с которой известно положение звёзд [1]. Тем не менее для определения ориентации его используют практически все КА.

Приборы, определяющие положение КА по отношению к Солнцу, называют солнечными датчиками.

В НПП «ОПТЭКС» такие приборы разрабатываются и изготавливаются с 1998 года. В табл. 1 приведены основные характеристики БОКСа (блока определения координат Солнца), применяемого на КА серии «Ямал».

Таблица 1. Основные характеристики прибора БОКС

Рабочее поле	92°×48°
Предельная погрешность	±0,016°
Потребляемая мощность, Вт	7
Масса, кг	2,5
Габариты, мм	160×140×140

В настоящее время стоит задача разработать датчик определения углового положения Солнца для малых КА, обладающий такой же высокой точностью и значительно меньшей массой и габарита-

ми. Это возможно, в первую очередь, за счёт применения современной КМОП-матрицы со встроенным аналогово-цифровым преобразователем вместо приборов с зарядовой связью. В качестве таковой предлагается матрица STAR1000 производства фирмы Cypress. Матрицы серии STAR обладают высокой радиационной стойкостью и стойкостью к воздействию тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ) [2, 3]. Характеристики матрицы приведены в табл. 2.

Таблица 2. Характеристики STAR1000

Количество пикселей	1024 x 1024
Размер пикселя, мкм ²	15x15
Динамический диапазон, дБ	69
Разрядность АЦП	10
Напряжение питания, В	5
Потребляемая мощность, Вт	0,35
Радиационная стойкость, Крад	250
Стойкость к ТЗЧ, МэВ см ² /мг	127,8

Использование этой матрицы позволяет исключить из блока плату формирования импульсного питания, необходимую для тактирования ПЗС, а также аналогово-цифровые преобразователи и согласующие элементы. При этом уменьшится и погрешность, вносимая электронным трактом, так как аналоговые сигналы не будут передаваться по проводам и печатным платам и подвергаться наводкам. Кроме того, STAR1000 полностью совместима как с 5 В, так и с 3,3 В

сигналами, что упрощает её интеграцию в солнечный датчик. С уменьшением разноразмерности номиналов питания упростится и схема вторичного источника питания. Функциональная схема нового датчика приведена на рис. 1.

В качестве вычислителя предполагается использовать цифровой сигнальный процессор, а для обмена информацией канал RS-485.

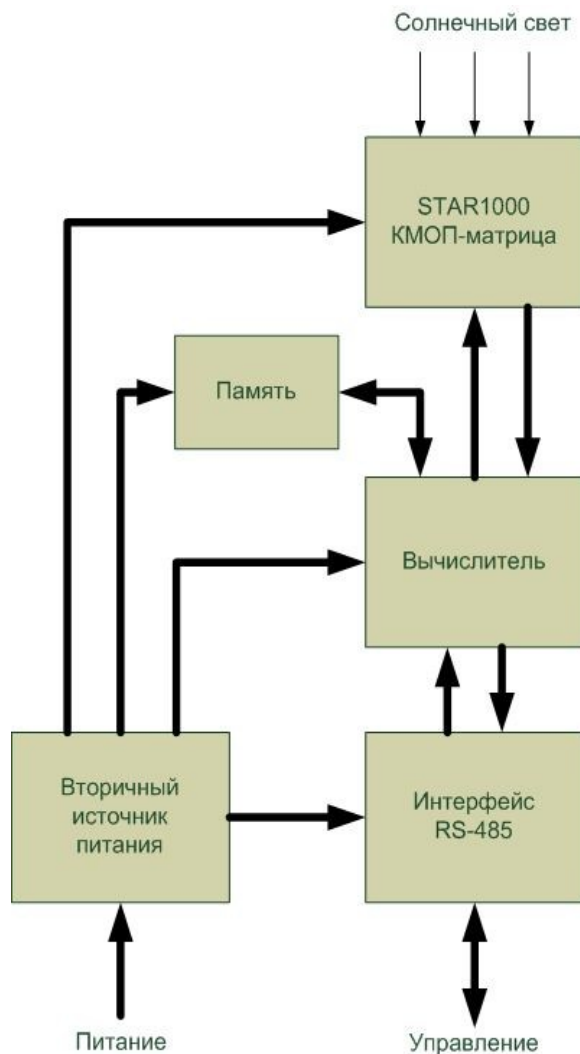


Рис. 1. Функциональная схема датчика

Определение координат центра Солнца в датчике основано на определении положения изображения щелевой маски. В зависимости от положения Солнца относительно прибора меняется угол падения лучей на маску и, следовательно, положение её проекции на плоскость фотоприёмника. Для увеличения рабочего поля зрения предлагается использовать решёткообразную щелевую

маску, изображённую на рис. 2. При определении координат Солнца в каждый конкретный момент времени используется изображение двух из четырёх щелей. Чтобы различать изображения верхней и нижней щелей, а также правой и левой, они выполнены разной ширины.

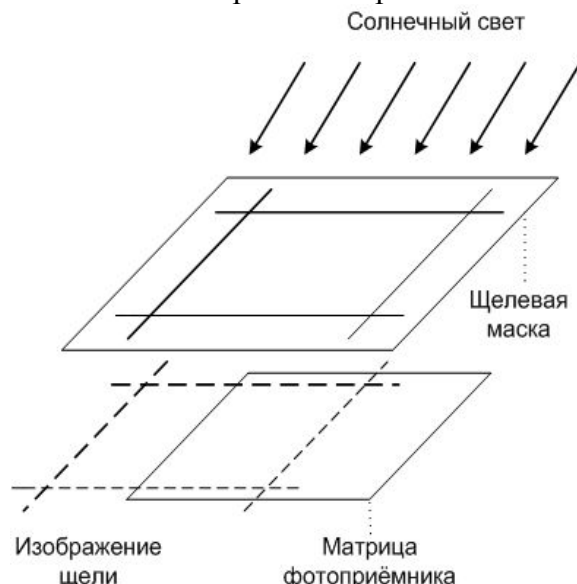


Рис. 2. Решёткообразная щелевая маска

Поле зрения разрабатываемого прибора должно быть не меньше $120^\circ \times 120^\circ$. Поскольку матрица STAR1000 имеет разрешение 1024×1024 активных пикселей размером 15×15 мкм, то длина фоточувствительной зоны равна $l_a = 15,36$ мм. Тогда оптимальное фокусное расстояние можно рассчитать по формуле

$$F = l_a \cdot \operatorname{ctg}(a / 2), \quad (1)$$

и оно будет равно $F = 8,8$ мм.

Величина сигнала на выходе КМОП-сенсора (V) связана со спектральной освещённостью в плоскости фотоприёмника ($E(\lambda)$) отношением

$$V = \int_{l_1}^{l_2} h(l) \cdot E(l) dl, \quad (2)$$

где $\eta(\lambda)$ – спектральная квантовая эффективность фотоприёмника.

Под квантовой эффективностью понимается отношение числа зарегистрированных зарядов к числу попавших фотонов на светочувствительную область кристалла.

Чтобы получить значение сигнала, выраженное в количестве сгенерированных электронов, следует применять формулу

$$S = \frac{t_{\text{нак}}}{hc} D^2 \int_{l_1}^{l_2} h(l) \cdot E(l) \cdot l dl. \quad (3)$$

Освещённость в плоскости КМОП-сенсора $E(\lambda)$ можно выразить через освещённость, создаваемую Солнцем на входе солнечного датчика $E_{\text{sun}}(\lambda)$, коэффициент пропускания светофильтра $k_{\text{сф}}$, отношение максимального сигнала во всех элементах I_{max} к полному сигналу в изображении щели I_{tot} и отношение ширины щели A к размеру элемента матрицы d :

$$E(l) = E_{\text{sun}}(l) \cdot k_{\text{сф}} \cdot \frac{I_{\text{max}}}{I_{\text{tot}}} \cdot \frac{A}{d}. \quad (4)$$

Объединив (4) и (5), получим расчётное выражение для определения коэффициента пропускания оптики:

$$k_{\text{сф}} = \frac{S \cdot h \cdot c}{t_{\text{нак}} \cdot \Delta^2 \cdot \frac{I_{\text{max}}}{I_{\text{tot}}} \cdot \frac{A}{d} \cdot \int_{l_1}^{l_2} h(l) \cdot E_{\text{sun}}(l) \cdot l dl}, \quad (5)$$

где $I_{\text{tot}}/I_{\text{max}} = 11$, $S = 79200$ электронов, что составляет 80% от сигнала насыщения, $d = 15$ мкм, $A = 200$ мкм, $t_{\text{нак}} = 5$ мс.

Подставляя приведённые значения (5), получим, что коэффициент ослабления света должен приблизительно составлять 16000.

Для оценки погрешности измерений было проведено точностное моделирование, при котором были учтены случайные и систематические погрешности, связанные с неточностью сборки, погрешностями изготовления щели, неравномерностью чувствительности матрицы.

Систематическая погрешность составила 15 угловых минут. После калибровки и коррекции устранимых систематических погрешностей точность прибора сильно возрастает. Погрешность прибора после калибровки должна определяться лишь случайной погрешностью и составляет на уровне 1σ 17 угловых секунд. Однако следует оговориться, что в реальности это не так. Существует ещё остаточ-

ная погрешность калибровки, вызванная погрешностью калибровочного стенда и несовершенством методики проведения калибровки.

В результате проделанной работы получен проект датчика углового положения Солнца на основе КМОП-матрицы, обладающий следующими характеристиками (табл. 3).

Таблица 3. Характеристики перспективного солнечного датчика

Рабочее поле	120°×120°
Предельная погрешность	±0,005°
Потребляемая мощность, Вт	1,2
Масса, кг	<0,25
Габариты, мм	70×70×60

Несмотря на использование радиационно-стойкой элементной базы, удалось значительно уменьшить габариты прибора. Внешний вид солнечного датчика показан на рис. 3.

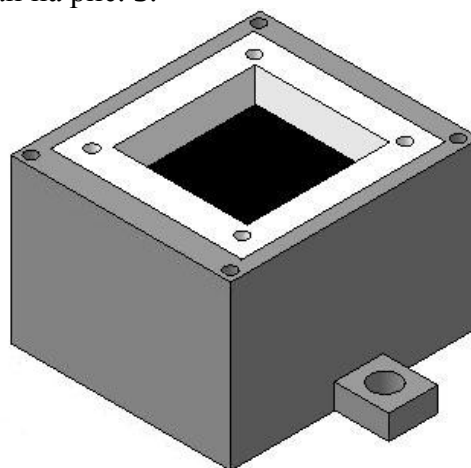


Рис. 3. Внешний вид нового солнечного датчика

Новый прибор предлагается изготавливать в одноканальном варианте. Если потребуется высокая надёжность, то возможен вариант установки на борт КА двух таких приборов. При этом можно установить датчики таким образом, чтобы их рабочие поля зрения перекрывались в 1°. Это позволит расширить вдвое поле зрения, а при отказе одного из приборов потеря функциональности сведётся к уменьшению рабочего поля в два раза. Как показывает практика, во многих слу-

чаях такая потеря функциональности является допустимой.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки в рамках программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России 2009-2013г.» (ГК № 14.740.11.0327).

Библиографический список

1. Карпенко, С. О. Средства определения ориентации на борту малого КА [Текст]: обзор / С. О. Карпенко. - М., 2001.

2. Bogaerts, J. Total Dose Effects on CMOS Active Pixel Sensors [Text] / J. Bogaerts, B. Dierickx // Imec, Kapeldreef 75, 3001 Leuven, Belgium.

3. Total Dose and Displacement Damage Effects in a Radiation-Hardened CMOS APS [Text] / J. Bogaerts, B. Dierickx, G. Meynants [et al.] // IEEE Transactions on Electron Devices, VOL. 50, NO. 1, 2003.

SMALL-SIZED TWO-COORDINATE SENSOR OF THE SUN'S ANGULAR POSITION WITH ENLARGED FIELD OF VIEW

© 2012 R. S. Dyuldin, V. D. Blinov

Branch of State Research and Production Space Rocket Center «TsSKB-Progress» -
State Research and Production Enterprise «OPTEKS»,
Moscow, Zelenograd

Possible approaches to the designing of a new generation sensor of the Sun's position distinguished for its reduced mass-size specifications and an enlarged field of view are discussed in the paper. Brief analysis of the elemental basis necessary for the construction of the device is made. The results of power and precision modeling as well as the designed exterior view of a new generation sensor of the Sun's position are presented.

Sun's position sensor, CMOS matrix, field of view, radiation resistance, precision modeling, photometric modeling.

Информация об авторах

Дюльдин Руслан Сергеевич, ведущий специалист филиала ФГУП ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» - НПП «ОПТЭКС». E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: приборы с зарядовой связью, программируемые логические интегральные схемы, проектирование целевой аппаратуры КА ДЗЗ.

Блинов Валентин Дмитриевич, начальник лаборатории филиала ФГУП ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» - НПП «ОПТЭКС». E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: цифровая обработка изображений, методы обработки данных ДЗЗ, проектирование целевой аппаратуры КА ДЗЗ.

Dyuldin Ruslan Sergeevich, key specialist, Branch of State Research and Production Space-Rocket Center «TsSKB-Progress» - State Research and Production Enterprise «OPTECS». E-mail: optecs@mail.ru. Area of research: CCD devices, programmable logic chips, designing Earth remote sensing spacecraft equipment.

Blinov Valentin Dmitryevich, head of laboratory, Branch of State Research and Production Space-Rocket Center «TsSKB-Progress» - State Research and Production Enterprise «OPTEKS». E-mail: optecs@mail.ru. Area of research: digital image processing, Earth remote sensing data processing methods, designing of Earth remote sensing spacecraft target equipment.

УДК 520.88+629.78

АЛГОРИТМЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ ЗВЁЗДНЫХ УЗОРОВ В ЗАДАЧЕ УТОЧНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ВНУТРЕННЕГО ОРИЕНТИРОВАНИЯ

© 2012 А. В. Иванов¹, Д. Ю. Пашенцев², Р. В. Тишкин²¹ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара² Филиал ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»-ОКБ «Спектр», г. Рязань

Рассматриваются основные подходы к решению задачи распознавания звёздных узоров для дальнейшего использования в технологии расчёта вектора параметров внутреннего ориентирования оптической системы космического аппарата.

Дистанционное зондирование Земли, обработка космических изображений, алгоритмы идентификации, звёздные узоры, полётная калибровка.

Для проведения высокоточной автоматической геометрической коррекции видеоданных, получаемых при дистанционном зондировании Земли, необходимо наличие информации об элементах внутреннего и внешнего ориентирования. К элементам внешнего ориентирования космического аппарата (КА) относятся данные, полученные от гироскопических систем, звёздных датчиков, солнечных датчиков и систем позиционирования, таких как ГЛОНАСС и GPS. К элементам внутреннего ориентирования съёмочной системы (КА) относят: дисторсию объектива, координаты главной точки, расположение матриц в фокальной плоскости и фокусное расстояние.

Параметры, относящиеся к внутреннему ориентированию съёмочной аппаратуры [1], измеряются при наземной калибровке съёмочной аппаратуры, и их точность во многом определяет качество дальнейшей обработки полученных изображений земной поверхности. Однако конфигурация системы оптических датчиков меняется под различными воздействиями, возникающими при выводе КА на орбиту, а также из-за теплового влияния Солнца. Рассматриваемая проблема решается на основе технологии рассогласования координат, наблюдаемых на реальном (телевизионном) изображении и эталонном (машинном) кадре звёзд [2]. При этом

возникает задача идентификации звёзд, выявленных на реальном изображении, и координат звёзд специально подготовленного, сформированного из астрономического каталога, идеального изображения.

Подходы к решению задачи распознавания

В настоящее время задача распознавания групп звёзд может быть сведена к трём основным алгоритмам:

- распознавание групп звёзд, основанное на вычислении угловых расстояний между звёздами в наблюдаемой группе и сравнение этих расстояний с эталонными;

- использование корреляционных свойств двух перекрывающихся точечных изображений, полученного реального и эталонного изображений [3];

- метод ручного отождествления звёзд на основе визуального восприятия реального и эталонного изображений.

Так как для задачи уточнения элементов внутреннего ориентирования предъявляются высокие требования по быстродействию и автоматизации процесса, то метод ручного отождествления звёздных узоров далее не рассматривается.

Сравнение угловых расстояний

Принцип построения алгоритма распознавания групп звёзд основывается на вычислении угловых расстояний между звёздами в наблюдаемой группе и сравнении этих расстояний с таковыми же, но вычисленными для звёзд из каталога [4]. При этом для каждой пары наблюдаемых звёзд и соответствующего ей углового расстояния должен быть реализован процесс перебора и сравнения с расстояниями между звёздами каталога. На достоверность распознавания существенно влияют три основных параметра прибора: размер углового поля, предельная рабочая звезда (чувствительность), погрешность угловых измерений.

Решение задачи распознавания звёзд по звёздному полю включает: создание рабочего каталога в памяти компьютера и реализацию алгоритма распознавания. При создании рабочего каталога для алгоритма распознавания групп звёзд по угловым расстояниям выделяются следующие положения:

- в рабочий каталог, помимо всех величин, входящих в обычные звёздные каталоги, должны быть включены и косинусы угловых расстояний между звёздами, которые использовались для сравнения угловых межзвёздных расстояний в алгоритме распознавания. Использование косинусов вместо самих углов сокращает затраты машинного времени на проведение вычислений;

- косинусы в рабочем каталоге должны храниться не для всех возможных расстояний между звёздами по всему небу, а только для тех расстояний, которые соответствуют возможным углам поля зрения прибора ориентации, что значительно сокращает объём памяти для хранения рабочего каталога. Например, для каталога, содержащего 795 наиболее ярких звёзд, число пар звёзд при максимальном угле поля зрения прибора 30° уменьшится с 315 615 до 32 436 (почти в 10 раз).

Для каждой выбранной из астрономического каталога звезды в память компьютера следует заносить её каталожный номер N , прямое восхождение a и склонение d , отнесённые к среднему экватору и среднему равноденствию Земли эпохи 2000 г., а также собственное движение звезды по этим координатам da и dd .

Для реализации алгоритма распознавания звёзд используется следующий подход. Исходными данными для алгоритма служат измеренные координаты звёзд (x, y) в плоскости фотоприёмного устройства съёмочной аппаратуры и данные рабочего каталога. По измерениям абсцисс x и ординат y изображений звёзд [5] рассчитываются косинусы углов bu (будем называть их измеренными) между направлениями на каждую пару отобразившихся звёзд:

$$\cos bu_{ij} = l_i l_j + m_i m_j + n_i n_j, \quad (1)$$

$$l = \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + f^2}}, \quad m = \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2 + f^2}},$$

$$n = \frac{f}{\sqrt{x^2 + y^2 + f^2}},$$

где f – фокусное расстояние звёздной камеры; i, j – порядковые номера изображений звёзд.

В системе координат звёздного каталога косинусы угловых расстояний между звёздами вычисляются по формуле

$$\cos \beta_{ij} = \sin \delta_i \cdot \sin \delta_j + \cos \delta_i \cdot \cos \delta_j \cdot \cos(\alpha_i - \alpha_j), \quad (2)$$

где a_i, a_j – прямое восхождение i -й и j -й звёзд; d_i, d_j – склонение i -й и j -й звёзд; b_{ij} – угол между направлениями на i -ю и j -ю звезду.

Поскольку измеренные координаты энергетических центров изображений звёзд вычисляются с ошибками и фокусное расстояние прибора также известно с ограниченной точностью, то вычисленные угловые расстояния в системе координат телескопа и в системе координат звёздного каталога не будут совпадать идеально.

При работе алгоритма распознавания происходит сравнение измеренных косинусов углов bu для всех пар отобразившихся звёзд с косинусами каталожных пар звёзд bk , выбор каталожных пар для которых удовлетворяет условию:

$$|\cos bu - \cos bk| < e, \quad (3)$$

где e – допустимое расхождение между каталожными и измеренными косинусами, обусловленное ошибкой определения углов bu и bk .

В частности, ошибки угла bu зависят от точности определения координат (x, y) и фокусного расстояния f . Ошибки в угле bk – это следствие, главным образом, неодинаковых собственных движений звёзд данной пары. Слишком малая величина e приводит к тому, что сравнения косинусов вообще может не произойти. При слишком большой e сравниваемое количество косинусов может привести к избыточности оперативной памяти компьютера.

На сегодняшний день использование распознавания групп звёзд по угловым расстояниям применяется в звёздных датчиках для астроориентации КА.

Для задачи определения элементов внутреннего ориентирования съёмочной аппаратуры на основании сканерного изображения необходимо наличие информации о всех зарегистрированных телескопом звёзд. Создание рабочего каталога для алгоритма распознавания групп звёзд по угловым расстояниям является нецелесообразным. Современные астрокаталоги [6] содержат более 2 миллионов положений звёзд. Вычисление и хранение косинусов расстояний между звёздами по всему небу, а также дополнительных характеристик значительно увеличивают объём памяти и требования по вычислительной мощности ЭВМ для работы и хранения рабочего каталога. Также необходимо учитывать, что при обработке изображения возможно возникновение N – ложных отметок, которые приведут к ложному отождествлению.

В отличие от метода «угловых расстояний» корреляционно-экстремальный алгоритм является существенно менее требовательным к производительности ЭВМ и более помехозащищенным к наличию ложных отметок.

Корреляционно-экстремальный алгоритм

Сущность корреляционно-экстремального алгоритма идентификации изображений заключается в том, что взаимной корреляционной функции двух соседних идентифицируемых изображений (реального и идеального) в окрестности её искомого максимума придаётся куполообразная форма путем определённого функционального преобразования одного из изображений [7].

Из машинного каталога звёзд, зафиксированных в некоторой системе координат uu по измеренному в момент времени t [8] положению спутника $h(t) = (X_0(t), Y_0(t), Z_0(t))$ и его ориентации $q(t) = (a(t), w(t), c(t))$, извлекается опорный фрагмент звёздного неба в виде множества $O_3 = \{(u_i, n_i), b_i; i = 1, 2, 3, \dots\}$, где (u_i, n_i) – координаты i – й звёзды, b_i – её яркость. С помощью оператора R_p на основе множества O_3 формируется растровое изображение $K_M(u, u)$, которое назовём машинным кадром (МК):

$$K_M(u, u) = \begin{cases} b_i, & (u, u) \in O_3, \\ 0, & (u, u) \notin O_3. \end{cases} \quad (4)$$

Отдельный прямоугольный фрагмент полученного изображения или изображение в целом назовём телевизионным кадром (ТК) и обозначим $K_T(u, u)$.

Корреляционные свойства точечных изображений

Рассматривая МК, полученный из звёздного каталога, и ТК, снятый аппаратурой как совокупность точек на плоскости, заметим, что при этом часть отметок на первом и втором кадрах отображает одни и те же объекты. Такую пару точек

назовём одноимённой. Отметки, которые присутствуют на одном из кадров (МК или ТК), но отсутствуют на другом, являются помехами. Совокупность точек МК и ТК опишем соответственно функциями вида

$$\begin{aligned} F\Delta &= \sum_{i=1}^{I_s+I_\Delta} d(x-x_i, y-y_i), \\ Fp &= \sum_{i=1}^{I_s+I_p} d(u-u_j, u-u_j), \end{aligned} \quad (5)$$

где I_s – число одноимённых пар отметок; I_Δ , I_p – число точек помех в МК и ТК соответственно;

$$\begin{cases} d(a,b) = 1, & \text{если } a = b = 0, \\ d(a,b) = 0, & \text{если } a \neq 0 \text{ или } b \neq 0. \end{cases}$$

При наличии плоскопараллельного сдвига между кадрами их взаимно-корреляционная функция вычисляется следующим образом:

$$\begin{aligned} K(a,b) &= \sum_{i=1}^{n_s} \sum_{j=1}^{n_p} d(a-(x_i-u_j), b- \\ &- (y_i-u_j)) = \sum_{i=1}^{n_s} \sum_{j=1}^{n_p} d(a-a_{ij}, b-b_{ij}) \end{aligned} \quad (6)$$

где n_s и n_p – общее число объектов соответственно в МК и ТК.

Структура $K(a,b)$ может быть получена путём наложения друг на друга n_s изображений ТК, повернутых на 180° и сдвинутых относительно начала координат $ХОУ$ на величины $a_i = x_i$, $b_i = y_i$, $i = \overline{1, n_s}$. Тогда значение $K(a_0, b_0)$ в некоторой точке плоскости корреляции (a_0, b_0) определяется числом отметок, куда попадут все отметки с координатами, равными разностям координат одноимённых объектов МК и ТК. Значение $K(a_0, b_0) = I_s + I_u$, где I_s – некоторое число шумовых отметок, назовём главным максимумом взаимно-корреляционной функции.

Главный максимум взаимно-корреляционной функции двух точечных изображений (в данном случае МК и ТК) в плоскости корреляции является с высокой степенью достоверности единствен-

ным и расположен в точке с координатами, равными параметрам связи между координатными системами МК и ТК.

Сказанное выше справедливо при отсутствии искажений картины одноимённых отметок в совмещаемых кадрах. При наличии искажений зафиксировать $K(a_0, b_0)$ в одной точке невозможно ввиду того, что одноимённые объекты кадров образуют группу отдельных выбросов, расположенных в окрестности точки (a_0, b_0) . Это приводит к размыванию главного максимума взаимно-корреляционной функции в случае плоскопараллельного сдвига и к дальнейшей расфокусировке сигнального пятна при наличии поворота между ТК и МК.

Выбор метода поиска главного максимума взаимно-корреляционной функции

Выражение (6) будем рассматривать как описание точечной картины на плоскости корреляции. Однократно вычислим все разности $(x_i - u_j)$ и $(y_i - u_j)$, $(i = \overline{1, n_s}, j = \overline{1, n_p})$ и точки с координатами $Z'_{ij} = x_i - u_j$, $Z''_{ij} = y_i - u_j$ нанесём на плоскость корреляции. Очевидно, что наибольшее число попаданий будет зафиксировано в области около точки (a_0, b_0) . Для уменьшения требуемой памяти будем фиксировать лишь разности, удовлетворяющие условиям: $|(x_i - u_j)| \leq H \max$, $|(y_i - u_j)| \leq H \max$, где $H \max$ – максимальный сдвиг между МК и ТК.

В этом случае удобно фиксировать и сравнивать количества попаданий на отдельные участки плоскости корреляции. Выберем для этих целей квадраты размером $H \times H$. Тогда в данном варианте потребуется $(n_s \times n_p)$ вычислений разности координат и $(4H^2 \max)/H^2$ сравнений. Сокращение объёма необходимой памяти и числа сравнений даёт методу «редкой

сетки» определённые преимущества в смысле быстродействия.

Итак, метод «редкой сетки» состоит в том, что вычисляются все разности $Z'_{ij} = x_i - u_j$, $Z''_{ij} = y_i - u_j$, ($i = \overline{1, n_x}$, $j = \overline{1, n_p}$); фиксируется количество попаданий отметок $\{(Z'_{ij} + H \max), (Z''_{ij} + H \max)\}$ в соответствующие квадраты $\left\{ \text{ent}\left(\frac{(Z'_{ij} + H \max)}{H}\right), \text{ent}\left(\frac{(Z''_{ij} + H \max)}{H}\right) \right\}$ на плоскости корреляции, смещённой на $H \max$ по осям координат; сравнение $\text{ent}\left(\frac{2H \max}{H}\right)^2$ значений числа отметок, определение координат (a_0, b_0) наиболее «тяжёлого» из них:

$$a_0 \cong \text{ent}\left(\frac{Z'_{ij} + H \max}{H}\right)_{\max} \times H - H \max - \frac{1}{2}H,$$

$$b_0 \cong \text{ent}\left(\frac{Z''_{ij} + H \max}{H}\right)_{\max} \times H - H \max - \frac{1}{2}H. \quad (7)$$

Заметим, что переход к представлению взаимно-корреляционной функции МК и ТК как точечной картины на плоскости корреляции с укрупнённым шагом квантования приводит к значительному сокращению вычислений.

Однако «слепой» характер нанесения «редкой сетки» на плоскость корреляции может привести к высыпанию сигнальных отметок в соседние ячейки разбиения и, как следствие, к уменьшению вероятности правильного обнаружения объекта, к снижению помехозащищённости алгоритма. Для устранения этого недостатка в алгоритме реализуется процедура «нанесения» на плоскость корреляции «много-слойной сетки», отдельные слои которой смещены относительно друг друга в одном из трёх направлений:

$$K(A_1, B_1) = \sum_{i=1}^{n_x} \sum_{j=1}^{n_p} \sum_{k=0}^{n-1} d \left(A_1 - \left[\frac{a_{ij} - kt}{H} \right] B_1 - \left[\frac{b_{ij}}{H} \right] \right),$$

$$K(A_2, B_2) = \sum_{i=1}^{n_x} \sum_{j=1}^{n_p} \sum_{k=0}^{n-1} d \left(A_2 - \left[\frac{a_{ij}}{H} \right] B_2 - \left[\frac{b_{ij} - kt}{H} \right] \right), \quad (8)$$

$$K(A_3, B_3) = \sum_{i=1}^{n_x} \sum_{j=1}^{n_p} \sum_{k=0}^{n-1} \delta \left(A_3 - \left[\frac{a_{ij} - k\tau}{H} \right] B_3 - \left[\frac{b_{ij} - k\tau}{H} \right] \right)$$

Здесь n – число ячеек, перекрывающих исходную в одном из направлений; t – наименьшие смещения между соседними ячейками $t = \frac{H}{n}$ (при $k=0$ имеет место исходный вариант разбиения); $[X]$ – целая часть X ; a_{ij}, b_{ij} – соответственно разности плоскостных координат i -й отметки МК и j -й отметки ТК по осям ОХ и ОУ:

$$|a_{ij}| \leq H_{\max} \text{ и } |b_{ij}| \leq H_{\max},$$

где $H_{\max}$ – максимальный сдвиг между МК и ТК.

Выбор направления смещения (рис. 1) произведён с учётом того, что в интегральном случае распределение отметок на плоскости корреляции можно считать равновероятным и круговым, а также с учётом простоты организации вычислительного процесса.

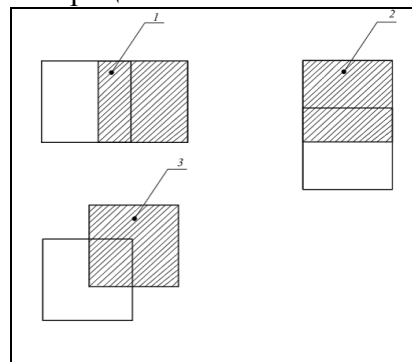


Рис. 1. Выбор направления смещения

Практическая реализация данного алгоритма требует зафиксировать попадание отметки (x_i, y_i) в $3(n-1)+1$ ячеек разбиения плоскости корреляции, характеризуемых номерами:

$x_0^{(1)}, y_0^{(1)}; x_0^{(2)}, y_0^{(2)}; x_0^{(3)}, y_0^{(3)}$ соответственно в первом, втором и третьем направлениях сдвига слоёв. Выбор параметра H осуществляется исходя из максимальных размеров размывания главного максимума взаимно-корреляционной функции.

Несмотря на нанесение многослойной сетки на плоскость кадра, из-за ограничений на выбор числа слоёв (минимального смещения между ячейками) и направлений их смещения, возможна потеря части изображения в выделенной ячейке. Об этом могут свидетельствовать координаты "характерной точки" изображения в ячейке, т.е. координаты "центра тяжести" отметок:

$$\tilde{x} = \sum_{i=1}^m x_i, \quad \tilde{y} = \sum_{i=1}^m y_i. \quad (9)$$

Если $\tilde{x}, \tilde{y}$ не совпадает с центром выделенной ячейки $\tilde{x}_0, \tilde{y}_0$, то реализуется процесс уточнения положения ячейки следующим образом:

$$\begin{aligned} \tilde{x}_0^{(t+1)} &= \frac{1}{\Theta} \sum_{i=1}^{n_1} (x_i - \tilde{x}_0^{(t)}) \times g \left\{ \frac{H_{x0}}{2} - |x_i - \tilde{x}_0^{(t)}| \right\} \times \\ &\times g \left\{ \frac{H_{y0}}{2} - |y_i - \tilde{y}_0^{(t)}| \right\} + \tilde{x}_0^{(t)}, \\ \tilde{y}_0^{(t+1)} &= \frac{1}{\Theta} \sum_{i=1}^{n_1} (y_i - \tilde{y}_0^{(t)}) \times g \left\{ \frac{H_{x0}}{2} - |x_i - \tilde{x}_0^{(t)}| \right\} \times \\ &\times g \left\{ \frac{H_{y0}}{2} - |y_i - \tilde{y}_0^{(t)}| \right\} + \tilde{y}_0^{(t)}, \end{aligned} \quad (10)$$

где t – номер шага приближения $(\tilde{x}_0^{(0)} = \tilde{x}_0, \tilde{y}_0^{(0)} = \tilde{y}_0)$;

$$\begin{aligned} \Theta &= \sum_{i=1}^{n_1} g \left\{ \frac{H_{x0}}{2} - |x_i - \tilde{x}_0^{(t)}| \right\} \times \\ &\times g \left\{ \frac{H_{y0}}{2} - |y_i - \tilde{y}_0^{(t)}| \right\}; \end{aligned}$$

$$H_{x0} = H_{y0} = H.$$

Процесс уточнения положения ячейки $H_{x0} \times H_{y0}$ продолжается до тех пор, пока совокупность отметок в ней изменяется (центр ячейки на t -м шаге не совпадает с центром на $(t+1)$ -м шаге). При высокой плотности, например шумовых отметок, остановка процесса возможна по условию:

$$\begin{cases} |\tilde{x}_0^{(t+1)} - \tilde{x}_0^{(t)}| < \varepsilon, \\ |\tilde{y}_0^{(t+1)} - \tilde{y}_0^{(t)}| < \varepsilon, \end{cases} \quad (11)$$

где ε – требуемая точность положения ячейки.

Идентификация одноимённых пар отметок

Выше рассмотрены математические и алгоритмические вопросы решения основной задачи – совмещение двух кадров МК и ТК. Вторая задача на этом этапе – собственно идентификация одноимённых пар отметок на совмещённых кадрах МК и ТК.

Задача объединения отметок в пары на совмещённом изображении (например, ТК приведён к системе координат МК) может быть решена простым присоединением к каждой отметке МК ближайшей отметки ТК, лежащей в достаточно малой окрестности отметки МК. Особое внимание здесь следует уделить выбору размеров строга (апертуры), в котором осуществляется объединение пар. Очевидно, что занижение размеров приводит к пропуску одноимённых отметок, а завышение – к ложной идентификации. При выборе габаритов строга следует принимать во внимание следующие основные факторы:

– значение максимальных ошибок (отклонений) в координатах одноимённых отметок МК и ТК, приведённых к единой системе координат;

– ошибки в отработке параметров смещений между кадрами, обусловленные наличием шумовых отметок на плоскости корреляции, попавших в выделенный квадрат, неоптимального расположения квадрата разбиения относительно окрест-

ности главного экстремума взаимно-корреляционной функции, приводящего лишь к частичному учёту составляющих главного максимума отметок;

–наличие ошибок в координатах одноимённых отметок за счёт угла разворота, масштабных искажений и т.п.

Задача корреляционно-экстремального алгоритма совмещения точечных изображений звёздных узоров сводится к задаче определения координат главного максимума. После вычисления максимума взаимно – корреляционной функции и максимально возможных (по модулю) сдвигов между ТК и МК осуществляется наложение кадров друг на друга с учётом смещений. Критерий отождествления пары звёзд: $|R_k| = \min |R_{ki}|$, где R_k – расстояние для k -й звезды эталонного кадра, R_{ki} – массив расстояний между эталонной k -й звездой и реальной i -й звездой, попадающих в заданную область.

Подобной процедурой идентификации можно пользоваться лишь при малых поворотах и при масштабных искажениях ТК относительно МК. Для оценки значений угла в более широком диапазоне его измерений следует осуществлять поворот ТК на некоторый малый угол и определять параметры смещения плоскости корреляции. Значения угла поворота и параметров трансляции, при которых зафиксирован абсолютный максимум ВКФ, принимаются в качестве искомым.

Для сокращения времени идентификации отметок на основе корреляционно-экстремального алгоритма при больших поворотах угла между ТК и МК предлагается на предварительном этапе использовать метод угловых расстояний (рис. 2).

Выводы

Предложенный алгоритм позволяет предварительно найти угол разворота между ТК и МК, тем самым сокращая время отождествления корреляционно-экстремальным алгоритмом. При использовании комбинированного подхода алгоритм

идентификации звёздных узоров становится инвариантным к масштабным искажениям и малым поворотам ТК относительно МК.

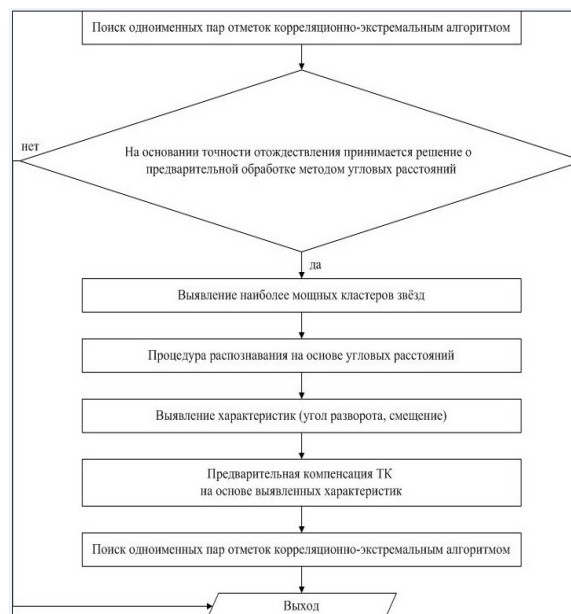


Рис. 2. Корреляционно-экстремальный алгоритм с предварительной обработкой методом поиска угловых расстояний

Библиографический список

1. Бакланов, А. И. Системы наблюдения и мониторинга [Текст]: учеб. пособие / А. И. Бакланов. - М.: Бинوم. Лаборатория знаний, 2009. – 234 с.
2. Всерос. науч.-техн. конф. «Актуальные проблемы ракетно-космической техники и её роль в устойчивом социально-экономическом развитии общества», посвящ. 50-летию образования ЦСКБ и 90-летию со дня рождения Д. И. Козлова (28 сентября-3 октября 2009, г. Самара) [Текст] / под общ. ред. А. Н. Кирилина. – Самара: СамНЦ РАН, 2009. - 267 с.
3. Моделирование точечных изображений звёздного неба, получаемых от датчика сканерной съемки [Текст]: тр. XXX Российской школы, посвященной 65-летию Победы / А. А. Акимов, Д. Ю. Пашенцев, А. Н. Пылькин [и др.]. — М.: РАН, 2010. - 386 с.
4. Малинин, В. В. Моделирование и оптимизация оптико-электронных приборов с фотоприемными матрицами [Текст]

/ В. В. Малинин; отв. ред. М. Я. Воронин. - Новосибирск: Наука, 2005. - 255 с.

5. Урмаев, М. С. Космическая фотogramметрия [Текст]: учеб. для вузов / М. С. Урмаев. - М.: Недра, 1989. - 279 с.

6. Пашенцев, Д. Ю. Обзор систем поиска информации в звёздных каталогах [Текст] / Д. Ю. Пашенцев, А. Н. Пылькин, Р. В. Тишкин; под ред. А. Н. Пылькина // Математическое и программное обеспечение вычислительных систем: межвуз.

сб. науч. тр. - Рязань: РГРТУ, 2011. - 224 с.

7. Анисимов, Б. В. Распознавание и цифровая обработка изображений [Текст]: учеб. пособие для студентов вузов / Б. В. Анисимов, В. Д. Курганов, В. К. Злобин. - М.: Высш. шк., 1983. - 295 с.

8. Злобин, В. К. Обработка аэрокосмических изображений [Текст] / В. К. Злобин, В. В. Еремеев. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. - 288 с.

ALGORITHMS FOR THE IDENTIFICATION OF STAR PATTERNS IN THE TASK OF CORRECTING THE INNER ORIENTATION ELEMENTS

© 2012 A. V. Ivanov¹, D. Y. Pashentsev², R. V. Tishkin²

¹ State Research and Production Space Rocket Center "TsSKB – Progress", Samara

² «TsSKB-Progress» branch, «Spectr» design bureau, Ryazan

The paper presents basic approaches to the solving of the task of identifying star patterns for their further application in the technology of calculating the vector of spacecraft optical system inner orientation parameters.

Earth remote sensing, space image processing, identification algorithms, star patterns.

Информация об авторах

Иванов Алексей Владимирович, ведущий инженер-конструктор, ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Область научных интересов: обработка аэрокосмических изображений, программные комплексы дистанционного зондирования Земли.

Пашенцев Дмитрий Юрьевич, инженер-программист второй категории филиала ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» - ОКБ «Спектр». Область научных интересов: обработка аэрокосмических изображений, программные комплексы дистанционного зондирования Земли.

Тишкин Роман Валентинович, кандидат технических наук, начальник отдела филиала ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» - ОКБ «Спектр». Область научных интересов: обработка аэрокосмических изображений, программные комплексы дистанционного зондирования Земли.

Ivanov Alexey Vladimirovich, principal design engineer, Space Rocket Center «TsSKB-Progress». Area of research: space image processing, software complexes for the remote sensing of the Earth.

Pashentsev Dmitry Yuryevich, engineer-programmer of the second category, «TsSKB-Progress» branch, «Spectr» design bureau. Area of research: space image processing, software complexes for the remote sensing of the Earth.

Tishkin Roman Valentinovich, head of department, Space Rocket Center «TsSKB-Progress» branch, «Spectr» design bureau. Area of research: space image processing, software complexes for the remote sensing of the Earth.

УДК 629.78

ДИНАМИКА ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ МНОГОЗВЕННЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

© 2012 И. Р. Ильясова

ОАО РКК «Энергия» им. С. П. Королёва

Разработана динамическая модель раскрытия солнечных батарей космического аппарата. Получена система уравнений для определения реакций связей в произвольном узле разворота панелей солнечной батареи. Определены основные интегральные параметры процесса раскрытия.

Солнечные батареи, динамика раскрытия, кинематические связи, средства раскрытия.

Введение

Процесс раскрытия солнечных батарей (СБ) непосредственно влияет на выполнение общих задач полета, являясь одной из ключевых динамических операций функционирования космических аппаратов (КА). Так, в случае отказа системы раскрытия внутренние источники энергии КА могут поддерживать его функционирование не более чем в течение нескольких часов, после чего наступают необратимые изменения, приводящие к деградации систем КА и его потере [1, 2]. Это диктует высокие требования к надёжности срабатывания системы раскрытия СБ и обоснованности выбора характеристик элементов системы раскрытия. Возрастание энергопотребления перспективных КА сопровождается ростом размеров и массы СБ [3, 4], что делает вопросы безотказного функционирования системы раскрытия СБ актуальными. Сложные схемы раскрытия, предусматривающие, например, механизмы тросовой синхронизации относительного движения панелей, активного либо пассивного демпфирования, нуждаются в тщательной проработке.

В то же время при наземных экспериментах на стендах не удаётся в достаточной мере воспроизвести реальные условия процесса раскрытия (например, остаточные угловые скорости КА в момент подачи команды на раскрытие) и тем самым полностью подтвердить надёжность

и работоспособность системы раскрытия. В связи с этим для подтверждения правильности принятых технических решений и обоснованности конкретных параметров элементов системы раскрытия необходимо детальное математическое моделирование процесса раскрытия СБ с учётом всех существенных факторов.

Структурные элементы системы раскрытия СБ

В исходном, транспортировочном положении солнечные батареи (СБ) компактно сложены и зафиксированы на корпусе КА. При раскрытии батареи происходит расфиксация, перевод батареи в конечное (раскрытое) рабочее положение и фиксация батареи в нём. Следовательно, система раскрытия должна включать в себя следующие структурные элементы:

1. Средства фиксации в транспортировочном положении, допускающие возможность при подаче соответствующей команды снять наложенные механические ограничения допуская тем самым относительное движение элементов батареи (панелей, штанг). В качестве средств фиксации часто используются пирозамки.

2. Средства инициации разворота элементов батареи. Как правило, относительный разворот пары панелей СБ осуществляется пружинами кручения, установленными на оси вращения. Кроме того, для преодоления на начальном участке сил трения используются короткоходовые

пружинные толкатели.

3. Средства фиксации батареи в раскрытом (рабочем) положении, которые также выполняются в виде устройства замкового типа.

4. Средства тросовой синхронизации относительного углового движения пар элементов солнечной батареи, не позволяющие реализоваться существенному отклонению углов относительного разворота соседних пар. Устройство представляет собой замкнутый подпружиненный (для компенсации температурных деформаций) трос, переброшенный через два шкива, принадлежащих панелям, расположенным не рядом, а через одну. Применение тросовой синхронизации позволяет снизить нагрузки на элементы батареи, а также повысить надёжность системы раскрытия, так как появляется возможность осуществить процесс раскрытия даже при отказе одной из пружин кручения, установленных в осях разворота.

5. Средства торможения (демпфера), предназначены для гашения относительной угловой скорости пары соседних элементов батарей перед фиксацией их в рабочем конечном положении с целью снижения ударных нагрузок в момент фиксации.

Динамическая модель системы

Панели СБ, космический аппарат и штанги, соединяющие КА и СБ, моделируются системой тел, построенной следующим образом. КА принят в качестве базового тела, а элементы каждого “крыла” СБ расположены по типу цепочки и последовательно соединены кинематическими связями с переменным числом степеней свободы. Расположение тел, их условная нумерация и нумерация связей между ними приведены на рис. 1. Расчёт процесса раскрытия батарей сводится к моделированию динамики такой системы тел с учётом наложенных связей и силовых факторов, создаваемых средствами раскрытия, системой тросовой синхронизации и т.д.

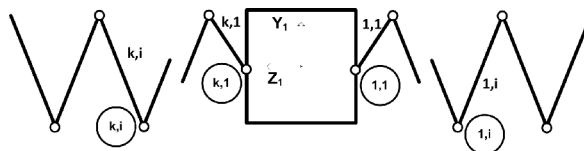


Рис. 1. Структура системы

Введены следующие системы координат (рис. 2):

- $O_{ii}X_{ii}Y_{ii}Z_{ii}$ - инерциальная, расположенная произвольно;
- $O_iX_iY_iZ_i$ - связанные системы координат, начала которых расположены в центрах масс тел системы;
- $O_{ci}X_{ci}Y_{ci}Z_{ci}$ - системы координат связей. В связанной системе координат задаётся единичный вектор $\vec{e}_i$, определяющий положение оси возможного разворота. Ось X_{ci} совпадает с этим вектором, а оси Y_{ci} и Z_{ci} дополняют систему до правой.

Радиусы-векторы центров масс $\vec{r}_{oi}$ тел определены в проекциях на оси инерциальной системы координат.

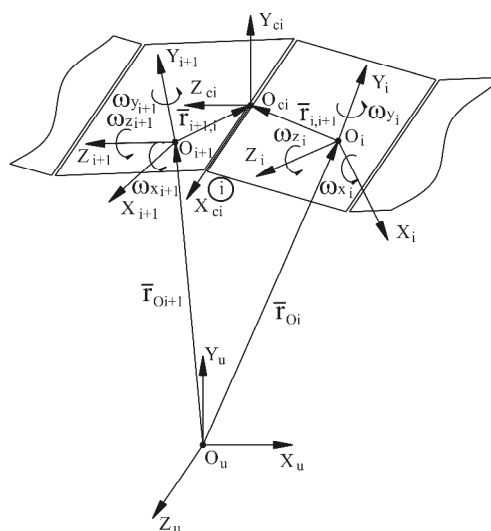


Рис. 2. Системы координат

При описании движения любое тело системы (КА, панели, штанги) рассматривается как свободное, а действие на него других тел осуществляется посредством указанных выше связей. Величина их реакций заранее неизвестна и определяется из специальных дополнительных уравнений.

Поскольку тела системы представляются твёрдыми, с неизменными массово

- инерционными характеристиками, уравнения поступательного перемещения центра масс каждого тела в инерциальных осях и уравнения вращательного движения относительно центра масс в связанных осях соответственно будут иметь вид $m_i \ddot{\mathbf{r}}_{oi} = \dot{\mathbf{F}}_{oi} + \dot{\mathbf{R}}_i$,

$$[I_{oi}] \frac{d\dot{\mathbf{w}}_i}{dt} + \dot{\mathbf{w}}_i \times ([I_{oi}] \dot{\mathbf{w}}_i) = \dot{\mathbf{L}}_{oi} + \dot{\mathbf{L}}_i + \dot{\mathbf{L}}_{ci}, \quad (1)$$

где $\ddot{\mathbf{r}}_{oi}$, $\dot{\mathbf{e}}_i = \frac{d\dot{\mathbf{w}}_i}{dt}$ - соответственно ускорение центра масс и угловое ускорение «i»-го тела системы, производная $\frac{d\dot{\mathbf{w}}_i}{dt}$ берётся в его связанной системе координат; m_i , $[I_{oi}]$ - соответственно масса и тензор инерции «i» - го тела.

Отсюда можно выразить $\ddot{\mathbf{r}}_{oi}$ и $\dot{\mathbf{e}}_i$:

$$\ddot{\mathbf{r}}_{oi} = m_i^{-1} (\dot{\mathbf{F}}_{oi} + \dot{\mathbf{R}}_i),$$

$$\dot{\mathbf{e}}_i = [I_{oi}]^{-1} (\dot{\mathbf{L}}_{oi} + \dot{\mathbf{L}}_i + \dot{\mathbf{L}}_{ci} - \dot{\mathbf{w}}_i \times ([I_{oi}] \dot{\mathbf{w}}_i)).$$

Результатом интегрирования уравнений (1) будут скорости центров масс тел $\dot{\mathbf{r}}_{oi}$, координаты центров масс $\mathbf{r}_{oi}$ в инерциальной системе координат и угловые скорости $\dot{\mathbf{w}}_i$ тел.

Однако уравнения (1) не могут быть проинтегрированы сразу, так как в их правые части входят неизвестные вектора сил и моментов связей.

Уравнения связей

Для определения реакций связей необходимо записать дополнительно уравнения связи, вид которых определяется конкретным характером связи. Поскольку два последовательно соединённых тела имеют общие точки связи, то радиус-векторы в инерциальной системе координат и полные скорости этих точек, принадлежащих двум разным телам, должны быть одинаковы. Кроме того, одинаковы должны быть и проекции угловой скорости на оси Y_{ci} , Z_{ci} системы координат связи. Можно получить посредством дифференцирования этих равенств

$$\dot{\mathbf{a}}_{i,j+1} - \dot{\mathbf{a}}_{i+1,j} = 0,$$

$$\dot{\mathbf{e}}_i - \dot{\mathbf{e}}_{i+1} + \dot{\mathbf{w}}_i \times \dot{\mathbf{w}}_{i+1} = 0, \quad (2)$$

где $\dot{\mathbf{e}}, \dot{\mathbf{w}}$ - угловые ускорения и скорости; $\dot{\mathbf{a}}_{i,j+1}, \dot{\mathbf{a}}_{i+1,j}$ - значения ускорений «i»-й точки связи, принадлежащей «i»-му и «i+1»-му телам (рис. 3). Появление последнего слагаемого во втором из равенств (2) обусловлено вращением системы координат связи $O_{ci}X_{ci}Y_{ci}Z_{ci}$ относительно систем координат «i»-го и «i+1»-го тел.

В уравнении (2) полные ускорения точек связи «i»-го и «i+1»- тел запишутся следующим образом:

$$\dot{\mathbf{a}}_{i,i+1} = \dot{\mathbf{a}}_{oi} + \dot{\mathbf{w}}_i \times (\dot{\mathbf{w}}_i \times \mathbf{r}_{i,i+1}) + \dot{\mathbf{e}}_i \times \mathbf{r}_{i,i+1},$$

$$\dot{\mathbf{a}}_{i+1,i} = \dot{\mathbf{a}}_{oi+1} + \dot{\mathbf{w}}_{i+1} \times (\dot{\mathbf{w}}_{i+1} \times \mathbf{r}_{i+1,i}) + \dot{\mathbf{e}}_{i+1} \times \mathbf{r}_{i+1,i}. \quad (3)$$

В выражение (3) входят линейные ускорения центров масс тел и угловые ускорения их вращения относительно центра масс. Их нужно выразить из уравнений движения (1). Входящие в (1) главные вектора реакций связей $\dot{\mathbf{R}}_i$, моментов реакций связей $\dot{\mathbf{L}}_i$ и реактивных моментов $\dot{\mathbf{L}}_{ci}$ «i»-го определяются соотношениями (рис. 3):

$$\dot{\mathbf{R}}_i = [M_{ci \rightarrow i}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_i^c - [M_{ci-1 \rightarrow i}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_{i-1}^c,$$

$$\dot{\mathbf{L}}_{ci} = [M_{ci \rightarrow i}] \cdot \dot{\mathbf{L}}_i^c - [M_{ci-1 \rightarrow i}] \cdot \dot{\mathbf{L}}_{i-1}^c, \quad (4)$$

$$\dot{\mathbf{L}}_i = -[\Phi_{i,i+1}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_i^c + [\Phi_{i,i-1}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_{i-1}^c,$$

$$\dot{\mathbf{R}}_{i+1} = -[M_{ci \rightarrow i+1}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_i^c + [M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_{i+1}^c,$$

$$\dot{\mathbf{L}}_{ci} = -[M_{ci \rightarrow i+1}] \cdot \dot{\mathbf{L}}_i^c + [M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot \dot{\mathbf{L}}_{i+1}^c,$$

$$\dot{\mathbf{L}}_{i+1} = [\Phi_{i+1,i}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_i^c - [\Phi_{i+1,i+2}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_{i+1}^c,$$

в которых компоненты тензоров $[\Phi]$ определяются из выражений:

$$[M_{ci \rightarrow i}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_i^c \times \mathbf{r}_{i,i+1} = [\Phi_{i,i+1}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_i^c,$$

$$[M_{ci-1 \rightarrow i}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_{i-1}^c \times \mathbf{r}_{i,i-1} = [\Phi_{i,i-1}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_{i-1}^c,$$

$$[M_{ci \rightarrow i+1}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_i^c \times \mathbf{r}_{i+1,i} = [\Phi_{i+1,i}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_i^c,$$

$$[M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_{i+1}^c \times \mathbf{r}_{i+1,i+2} = [\Phi_{i+1,i+2}] \cdot \dot{\mathbf{R}}_{i+1}^c.$$

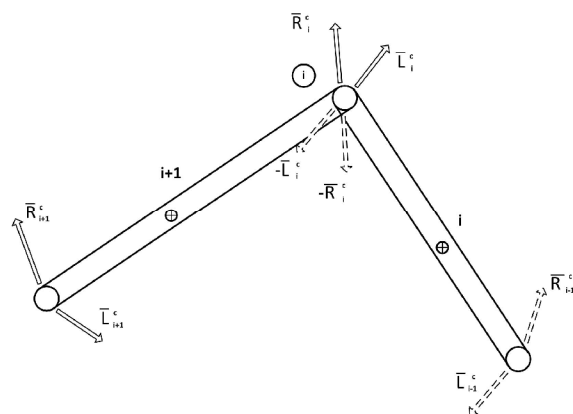


Рис. 3. Индексация внутренних силовых факторов

Подстановки (4) в (3) дают окончательное выражение полного линейного ускорения i -й точки i -го тела, которое не приводится из-за его громоздкости. Выражение ускорения i -й точки $i+1$ -го тела получается аналогично.

В общем виде полученные уравнения связи можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} & [A_{i-1}^R] \dot{\mathbf{R}}_{i-1}^c + [A_i^R] \dot{\mathbf{R}}_i^c + [A_{i+1}^R] \dot{\mathbf{R}}_{i+1}^c + \\ & + [A_{i-1}^L] \dot{\mathbf{L}}_{i-1}^c + [A_i^L] \dot{\mathbf{L}}_i^c + [A_{i+1}^L] \dot{\mathbf{L}}_{i+1}^c = \dot{\mathbf{B}}_i, \\ & [C_{i-1}^R] \dot{\mathbf{R}}_{i-1}^c + [C_i^R] \dot{\mathbf{R}}_i^c + [C_{i+1}^R] \dot{\mathbf{R}}_{i+1}^c + \\ & + [C_{i-1}^L] \dot{\mathbf{L}}_{i-1}^c + [C_i^L] \dot{\mathbf{L}}_i^c + [C_{i+1}^L] \dot{\mathbf{L}}_{i+1}^c = \dot{\mathbf{D}}_i. \end{aligned} \quad (5)$$

Таким образом, определение реакций связи, как это видно из структуры соотношений (4), сводится к решению системы линейных уравнений относительно неизвестных компонент векторов реакций связи $\dot{\mathbf{R}}_i^c$ и реактивных моментов $\dot{\mathbf{L}}_i^c$, которые затем подставляются в (1).

Интегральные характеристики процесса раскрытия

Предложенный подход позволяет определить основные интегральные параметры процесса раскрытия солнечных батарей: зависимость энергии системы, углов разворота и угловых скоростей панелей и штанг от времени; последовательность фиксации панелей и штанг, время процесса раскрытия.

На рис. 4-7 приведены основные параметры процесса раскрытия СБ, состоящей из двух идентичных «крыльев».

На рис. 4 можно выделить характерные области: короткий начальный участок роста энергии, обусловленный работой короткоходовых толкателей, инициирующих процесс раскрытия; равномерный рост энергии вследствие работы пружин кручения; участок спада - срабатывание механизмов фиксации панелей; затухающие вследствие диссипации остаточные колебания, от длительности которых зависит время, отводимое на процесс раскрытия батарей в общей программе динамических операций КА на орбите.

На рис. 5 момент выхода относительных углов на предельное значение соответствует моменту фиксации данной пары панелей.

Интенсивные колебания угловой скорости панелей в процессе фиксации (рис.6) объясняются ударным характером фиксации. Большой плавности процесса и снижения уровня нагружения можно добиться за счёт использования двух типов демпфирующих устройств: гасящих угловую скорость панелей на конечном участке относительного разворота и срабатывающих непосредственно в процессе фиксации, которые конструктивно могут быть совмещены с узлом фиксации.

Кроме того, могут быть вычислены силы в тросах системы синхронизации движения, нагрузки элементов СБ в виде эпюр внутренних силовых факторов (рис. 7) и ряд других параметров.

Следует отметить, что теоретическая модель является единственным способом анализа раскрытия СБ при нештатных ситуациях, таких, например, как отказ режима предварительного гашения угловых скоростей, задержка (или даже нераскрытие) одного из «крыльев» СБ.

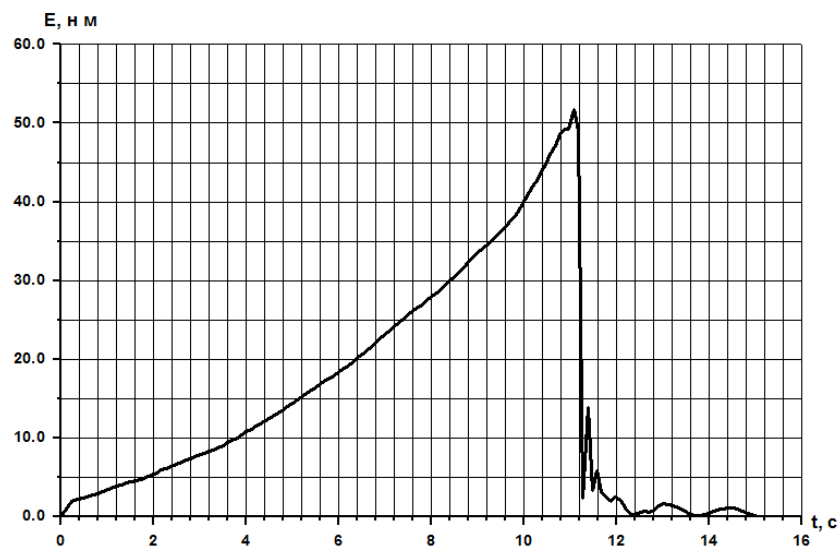


Рис. 4. Энергия системы

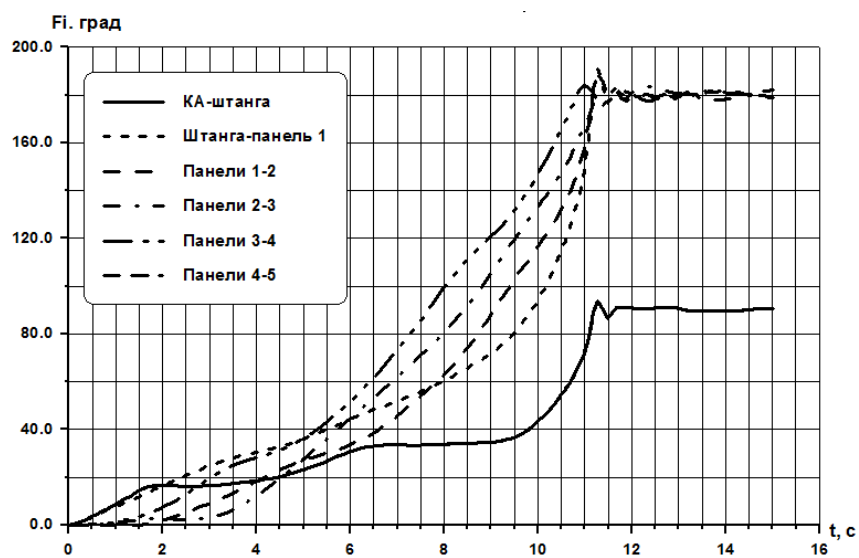


Рис. 5. Относительные углы раскрытия

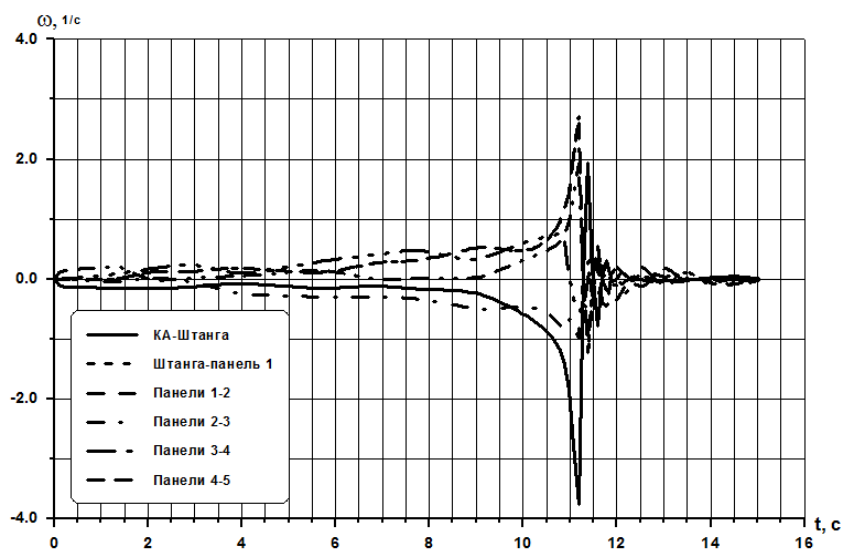


Рис. 6. Относительные угловые скорости раскрытия

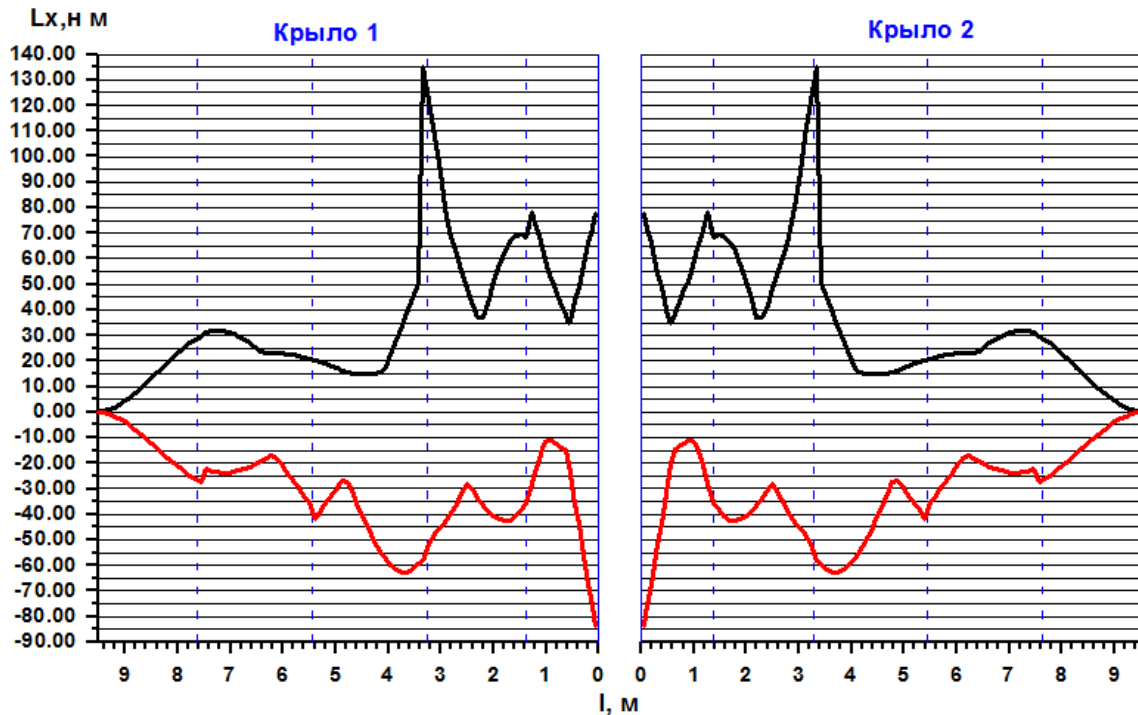


Рис. 7. Огибающая эпюры изгибающего момента

Библиографический список

1. Паничкин, В. И. Математическое моделирование динамики деформирования многостворчатой солнечной батареи в процессе раскрытия [Текст] / В. И. Паничкин // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. - 1992. - № 4. - С. 183-190.
2. Уай, Б. Моделирование и расчет динамики разворачивания панелей солнечных батарей космического аппарата [Текст] / Б. Уай, Н. Фурумото, Э. К. Бенерджи // Аэрокосмическая техника. - 1987. - № 5. - С. 161-169.
3. Докучаев, Л. В. Нелинейная динамика летательных аппаратов с деформируемыми элементами [Текст] / Л. В. Докучаев. - М.: Машиностроение, 1987. - 261 с.
4. Никольский, В. В. Проектирование космических аппаратов [Текст] / В. В. Никольский. - СПб: Изд-во Балтийского государственного университета «Военмех», 2003. - 121 с.
5. Щиблев, Ю. Н. Моделирование динамики раскрытия солнечных батарей [Текст] / Ю. Н. Щиблев, Н. С. Ососов, С. В. Борzych // Авиакосмическая техника и технология. - 1999. - № 1. - С. 35-41.
6. Моделирование процесса раскрытия крупногабаритных солнечных батарей [Текст] / С. В. Борzych, В. Н. Бакулин, Ю. Н. Щиблев [и др.] // Математическое моделирование. - 2004. - № 6. - С. 88-92.
7. Динамическое моделирование процесса раскрытия крупногабаритной трансформируемой орбитальной конструкции [Текст] / С. В. Борzych, Ю. Н. Щиблев, Н. С. Ососов [и др.] // Тр. 8-й междунар. конф. «Системный анализ и управление». - Евпатория: Изд-во МАИ, 2003. - С. 117-118.
8. Зенкевич, О. Метод конечных элементов в технике [Текст] / О. Зенкевич. - М.: Мир, 1975.

DYNAMICS OF MULTILINK SOLAR PANEL DEPLOYMENT PROCESS

© 2012 I. R. Ilyasova

Rocket Space Corporation” Energiya” plc.

A dynamic model of spacecraft solar panel deployment is developed. In describing the motion each body of the system (spacecraft, panels, rods) is considered to be a free one. The action of other bodies on it is accomplished by means of imposed kinematic constraints. A system of equations to determine the reaction of constraints in an arbitrary node of solar battery panel deployment is derived. The main integral parameters of the deployment process are identified: the dependence of the system’s energy, deployment angles and angular velocities of panels and rods on time, the sequence of fixing the panels and rods, the time of the deployment process.

Solar panels, deployment process, kinematic constraints, deployment tools.

Информация об авторе

Ильясова Ирина Рашидовна, инженер открытого акционерного общества «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королёва». E-mail: Irina.Ilyasova@rsce.ru. Область научных интересов: моделирование динамики космических систем.

Ilyasova Irina Rashidovna, engineer of the Rocket Space Corporation “Energiya”. E-mail: Irina.Ilyasova@rsce.ru. Area of research: simulation of the dynamics of space systems.

УДК 629.78

МЕТОД ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ НА ОСНОВЕ СОЗДАНИЯ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

© 2012 А. С. Кучеров, В. И. Куренков

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

Рассматривается проблема разработки проблемно-ориентированных систем для автоматизированного решения задач проектирования космических аппаратов с проверкой их корректности и определением последовательности выполнения расчётов. Работа программного комплекса, разработанного в среде программирования DELPHI, иллюстрируется примером определения массовых характеристик системы терморегулирования.

Космический аппарат наблюдения, проектные характеристики, проблемно-ориентированная система, уравнения связи, входные данные, выходные данные, двудольный граф, компонента сильной связности.

В настоящее время в практике создания космических аппаратов (КА) наблюдения на начальных этапах проектирования используются методы синтеза основных проектных характеристик, построенные:

- на основе улучшения характеристик прототипа;
- на основе использования готовых платформ с установкой целевой аппаратуры;
- на базе эвристических алгоритмов (для новых конструкций без аналогов);
- на основе последовательного «наращивания» бортовых систем и конструкции КА «вокруг» аппаратуры наблюдения (для КА высокодетального оперативного наблюдения) [1].

Известен также метод синтеза основных проектных характеристик КА исходя из заданных целевых показателей эффективности (периодичности и детальности наблюдения, производительности съёмки, оперативности подхода к «цели» и доставки видеoinформации на наземные пункты приёма, точности привязки координат снимка, срока активного существования и др.). Этот метод является предпочтительным при создании КА, отли-

чающихся новизной проектных решений, так как позволяет приблизить проектные характеристики КА к оптимальным (рациональным). Но на практике он может быть реализован путём поверочных расчётов выполнения целевых показателей эффективности КА после каждого итерационного цикла изменения проектных характеристик (массогабаритных, инерционных энергетических и др.). Эти проверки осуществляются с помощью моделирования целевого функционирования КА наблюдения с принятыми проектными характеристиками. Такой подход ведёт к достижению поставленной цели – созданию КА с рациональными проектными характеристиками, но само моделирование является трудоёмким и требует разработки многочисленных моделей, связывающих проектные параметры с целевыми.

Для того чтобы данный метод использовать без прерываний итерационных циклов при проведении поверочных расчётов, имеется путь объединения расчёта проектных характеристик и моделирования целевого функционирования в одном программном комплексе. Для этого мож-

но использовать так называемые непроцедурные методы программирования [2].

Суть непроцедурного программирования заключается в следующем. В компьютер вводятся переменные (варьируемые параметры) и связи между ними (уравнения, связывающие эти параметры). Осуществляется постановка задачи путём разделения множества параметров на искомые (выходные) параметры и заданные (входные) параметры. Таких задач может быть множество. Далее система, построенная на принципах непроцедурного программирования, на основе внутренней логики (с использованием теории графов) проверяет корректность поставленной задачи (может ли быть данная задача решена по условиям достаточности уравнений связи и заданных параметров) и выдаёт последовательность (алгоритм) решения задачи, если она корректна. При численном задании исходных данных осуществляется поиск выходных значений.

Системы, построенные с использованием непроцедурного программирования, принято называть проблемно-ориентированными системами автоматизированного проектирования. Такие системы построены для проектирования некоторых структур самих компьютеров [2]. Использование такого рода систем применительно к космическим аппаратам наблюдения впервые предложено в работе [1].

Преимущества проблемно-ориентированных систем автоматизированного проектирования КА наблюдения заключаются в следующем.

1. В процессе работы системы получается ответ на вопрос: корректно ли поставлена задача проектирования или нет (например, количество уравнений меньше, чем число переменных, которые необходимо найти). Проектные характеристики различных составных частей КА, как правило, связаны между собой множеством уравнений различного типа (алгебраических, дифференциальных и интегральных), логических зависимостей, алгоритмических связей. В общем виде говорят об операторах связи различной

формы. При этом количество увязываемых характеристик, а, следовательно, и соответствующих операторов связи, может быть очень большим, и при «ручной увязке» не всегда ясно, корректна ли задача.

2. Отсутствует необходимость в приостановке итерационного процесса выбора основных проектных характеристик для проведения поверочных расчётов по обеспечению заданных целевых характеристик. Сам процесс поиска выходных переменных не является итерационным (не считая использования, при необходимости, итерационных методов решения уравнений). Другими словами, исключается проблема согласования («увязки») массогабаритных, энергетических, ресурсных, временных и других характеристик целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем и КА в целом.

3. Полученные значения массогабаритных, инерционных, энергетических и других проектных параметров КА обеспечивают реализацию устройств, с помощью которых осуществляется получение заданных целевых характеристик (без избытка или недостатка). В практическом аспекте это означает, что с помощью проблемно-ориентированных систем осуществляется оптимизация основных проектных характеристик КА в неявной форме, в теоретическом - что оптимизация проектных характеристик производится без формальной постановки задачи математического программирования.

4. Заранее можно определить классы решаемых задач (что известно, а что необходимо определить) и сделать заготовки программного интерфейса. Можно поставить множество задач проектирования (минимизация стоимости космической системы наблюдения, минимизация массы КА, улучшение целевых показателей эффективности, оптимизация расписания работы целевой и обеспечивающей аппаратуры, бортовой аппаратуры и т.д.). При этом, в зависимости от конкретной постановки задачи, состав исходных данных и выходных параметров будет различен.

5. Проблемно-ориентированные системы позволяют также использовать методы синтеза на основе улучшения характеристик прототипов и на основе использования готовых платформ с установкой целевой аппаратуры. Известные или заимствованные характеристики просто фиксируются (исключаются из числа переменных). Указанные элементы, как правило, «не вписываются» в оптимальную структуру проектируемого КА, но тем не менее их используют по соображениям минимизации финансовых затрат и экономии времени. Кроме того, возможно использование метода синтеза на основе последовательного «наращивания» бортовых систем и конструкции КА «вокруг» аппаратуры наблюдения, если в эту систему встроить твердотельные модели КА и их составных частей с обеспечением взаимодействия различного рода моделей.

6. Данные системы в перспективе можно использовать не только для оценки массогабаритных, инерционных и энергетических характеристик КА, но и для определения параметров процессов функционирования, оценки живучести и т.д. Для этого необходимо построить соответствующие модели.

7. Экономится время на начальных этапах проектирования. Дело в том, что в настоящее время головной проектант (отдел, отделение или конструкторское бюро) на начальных этапах проектирования постоянно уточняет исходные данные или технические задания соисполнителям на проектирование составных частей космических аппаратов, в результате чего процесс проектирования носит итерационный характер. Использование проблемно-ориентированных систем позволит исключить необходимость итераций.

Методика построения проблемно-ориентированных автоматизированных систем основана на использовании теории графов и теории отношений и заключается в следующем [2].

По исходной системе уравнений, описывающих рассматриваемый объект, строится двудольный граф $G = (U, V, E)$,

где U – множество переменных; V – множество отношений; E – множество рёбер. Такой граф отражает связи между переменными, используемыми в математической модели, и уравнениями, в которые эти переменные входят.

Далее в образованном двудольном графе определяется максимальное паросочетание, т.е. максимально мощное множество его рёбер, обладающих тем свойством, что каждая вершина графа инцидентна не более чем одному ребру. Построение максимального паросочетания позволяет для каждой конкретной переменной определить совокупность тех уравнений, из которых она может быть выражена.

После этого проводится разделение двудольного графа на компоненты сильной связности. Выделение этих компонент разбивает исходную систему уравнений на подсистемы, которые должны решаться совместно. Основой алгоритма построения компонент сильной связности является поиск циклов в орграфе: множество вершин простого цикла принадлежит одной и той же сильно связной компоненте.

Проходя последовательно по вершинам двудольного графа, разделённого на компоненты сильной связности, от исходных переменных через вершины отношений к вершинам известных переменных, можно определить последовательность решения данной системы уравнений.

Рассмотренный укрупнённый алгоритм решения задачи был реализован в программном комплексе, разработанном в среде программирования DELPHI [3]. В разработке комплекса участвовали студенты и аспиранты кафедры летательных аппаратов С. Г. Фомичёв, В. Б. Белкин, В. С. Алиппа, А. А. Якищук.

Работа комплекса происходит следующим образом. Пользователь вводит, с соблюдением определённых синтаксических правил, в окно диалога уравнения, описывающие математическую модель.

После проверки правильности ввода исходных данных работа программного

комплекса происходит в режиме диалога, в ходе которого пользователь может выбрать, какие из переменных ему нужно найти, и в результате получает отчёт программы в виде последовательности уравнений, которые необходимо решить для определения заданных неизвестных переменных.

В составе программного комплекса также имеется модуль, предназначенный для получения численных значений искомых параметров. Для его реализации разработаны модели, в основу которых легли различные методы решения алгебраических уравнений и систем.

Для решения линейных, квадратных, логарифмических, экспоненциальных и других алгебраических уравнений разработаны точные методы нахождения корней с помощью известной обратной функции.

Решение алгебраических уравнений, для которых не разработаны точные методы нахождения корней или их реализация на ЭВМ представляет значительную сложность, осуществляется методом деления пополам (дихотомии). Для решения систем линейных уравнений применён метод исключения Гаусса.

С помощью описанного программного комплекса были решены задачи определения характеристик ряда систем КА: системы терморегулирования (СТР), силового гироскопического комплекса, корректирующей двигательной установки, оптико-электронного телескопического комплекса.

В качестве примера использования комплекса рассмотрим задачу определения массовых характеристик СТР космического аппарата. Уравнения, описывающие массогабаритные характеристики указанной системы, имеют следующий вид [1]:

$$M_{СТР} = M_{ТО} + M_{КЦ} + M_{РТО},$$

$$M_{РТО} = m_{уд} S_{РТО},$$

$$Q_{нар} = A_s (Q_{СОЛН} + Q_{ОТР}) + E_w Q_{ПЛ},$$

$$Q_{СОЛН} = q_{СОЛН} S_m, Q_{ОТР} = q_{ОТР} S_m,$$

$$Q_{ПЛ} = q_{ПЛ} S_m, q_{СОЛН} = s T_c^4 \left(\frac{R_c}{r} \right),$$

$$q_{ОТР} = \frac{2}{3} a_{пл} q_{СОЛН} B_0 \left[B_0 - \sqrt{1 - B_0^2} + \frac{2}{B_0} \sqrt{1 - B_0^2} \right] \cos f,$$

$$B_0 = \frac{R}{R + H_{орб}},$$

$$q_{ПЛ} = 0,5(1 - a_{пл}) \left(1 - \sqrt{1 - B_0^2} \right) q_{СОЛН},$$

$$Q_{отв} = Q_{ВН \max} + Q_{нар}, S_{РТО} = f \frac{Q_{отв} F}{E_w s T_{вх}^4},$$

$$F = \frac{1}{3} \left(\frac{T_{вх}}{T_{вых}} \right)^3, M_{КЦ} = \frac{M_{теплонос} + M_{насос\Sigma}}{1 - m_{пр}},$$

$$M_{насос\Sigma} = n_{насос} M_{насос},$$

$$\eta_{теплон} = \frac{Q_{отв}}{C_p (T_{вх} - T_{вых})},$$

$$M_{теплонос} = r_m l_{\Sigma} \frac{pd_{cp}^2}{4}, V = \frac{4 \eta_{теплон}}{r_m pd_{cp}^2},$$

$$\Delta p = x_{уср} \frac{l_{\Sigma}}{d_{cp}} \frac{r_m V^2}{2}, N'_n = \eta_{теплон} \frac{\Delta p}{r} \frac{1}{h_n},$$

$$n_{насос} = \frac{N'_n}{N_n}, M_{ТО} = m_{ТО} M_{СТР}.$$

В уравнениях используются следующие переменные:

$M_{СТР}$ - масса СТР; $M_{ТО}$ - масса теплообменника; $M_{КЦ}$ - масса контура циркуляции теплоносителя; $M_{РТО}$ - масса радиаторов-теплоизлучателей; $m_{уд}$ - удельная масса панелей радиаторов-теплоизлучателей; $S_{РТО}$ - суммарная площадь панелей радиаторов-теплоизлучателей; $Q_{нар}$ - тепловой поток, подведённый к КА извне; A_s - коэффициент поглощения солнечной радиации; $Q_{СОЛН}$ - тепловой поток прямой солнечной радиации; $Q_{ОТР}$ - тепловой поток отражённой от планеты солнечной радиации; E_w - степень черноты наружной поверх-

ности; $Q_{пл}$ - тепловой поток собственного излучения планеты; $q_{солн}$ - удельный тепловой поток прямой солнечной радиации; S_M - площадь миделя КА по направлению теплового потока; $q_{отр}$ - удельный тепловой поток отражённой от планеты солнечной радиации; $q_{пл}$ - удельный тепловой поток собственного излучения планеты; s - постоянная Стефана-Больцмана; T_C - температура поверхности Солнца; R_C - радиус Солнца; r - расстояние от Земли до Солнца; $a_{пл}$ - альбедо планеты; f - угол между направлениями из центра Земли на Солнце и на космический аппарат; R - средний радиус Земли; $H_{орб}$ - высота орбиты; $Q_{отв}$ - тепловой поток, отведённый с КА; $Q_{ВН\max}$ - максимальный средний тепловой поток от приборов; f - коэффициент запаса; $T_{вх}$ - входная температура; $T_{вых}$ - выходная температура; F - коэффициент разброса температуры; $M_{теплон}$ - масса теплоносителя; $M_{насос\Sigma}$ - суммарная масса насосного агрегата; $m_{пр}$ - удельная масса прочих агрегатов контура циркуляции; $n_{насос}$ - количество насосов; $M_{насос}$ - масса одного насоса; $\dot{m}_{теплон}$ - расход теплоносителя через радиатор-теплоизлучатель; C_p - теплоемкость теплоносителя; r_m - плотность теплоносителя; l_Σ - суммарная длина трубопровода; $d_{ср}$ - средний диаметр трубопровода; V - скорость теплоносителя в трубопроводе; Δp - разность давлений в трубопроводе; N'_n - мощность насоса, обеспечивающего прокачку теплоносителя; $\chi_{уср}$ - усреднённый коэффициент гидростатического сопротивления трубопровода; h_H - коэффициент полезного действия насоса; N_n - мощность имеющегося насоса; $m_{ТО}$ - удельная масса теплообменника.

Для ввода уравнений в программный комплекс необходимо использовать формализованные переменные-идентификаторы. Их соответствие исходным параметрам математической модели устанавливается табл. 1.

Таблица 1. Список идентификаторов

Идентификатор	Параметр модели	Идентификатор	Параметр модели
u1	$M_{СТР}$	u24	$H_{орб}$
u2	$M_{ТО}$	u25	$Q_{отв}$
u3	$M_{КЦ}$	u26	F
u4	$M_{РТО}$	u27	$T_{вх}$
u5	$m_{уд}$	u28	$T_{вых}$
u6	$S_{РТО}$	u29	$M_{теплон}$
u7	$Q_{нар}$	u30	$M_{насос\Sigma}$
u8	A_s	u31	$m_{пр}$
u9	$Q_{солн}$	u32	$n_{насос}$
u10	$Q_{отр}$	u33	$M_{насос}$
u11	E_w	u34	$\dot{m}_{теплон}$
u12	$Q_{пл}$	u35	C_p
u13	$q_{солн}$	u36	r_m
u14	$q_{пл}$	u37	l_Σ
u15	$q_{отр}$	u38	$d_{ср}$
u16	T_C	u39	V
u17	s	u40	$\chi_{уср}$
u18	R_C	u41	Δp
u19	r	u42	N'_n
u20	S_M	u43	N_n
u21	$a_{пл}$	u44	$m_{ТО}$
u22	B_0	u45	$Q_{ВН\max}$
u23	R		

Коэффициент запаса f и коэффициент полезного действия насоса h_H приняты постоянными и равными соответственно 1,1 и 0,5. Поэтому в дальнейшем эти параметры не использовались.

Известными (входными) являются параметры: $m_{уд}$, A_s , E_w , T_C , s , R_C , r , S_M , $a_{пл}$, R_3 , $H_{орб}$, $T_{вх}$, $T_{вых}$, $m_{пр}$, $M_{насос}$, C_p , r_m , l_Σ , $d_{ср}$, $\chi_{уср}$, N_n , $m_{ТО}$, $Q_{ВН\max}$.

Искомыми (выходными) переменными являются $M_{СТР}$ и $M_{ТО}$.

Двудольный граф $G = (U, V, E)$, построенный по системе уравнений, описывающих СТР, приведён на рис. 1.

На рис. 2 приведён вид диалогового окна с двудольным графом и максимальным паросочетанием, построенными с помощью программного комплекса.

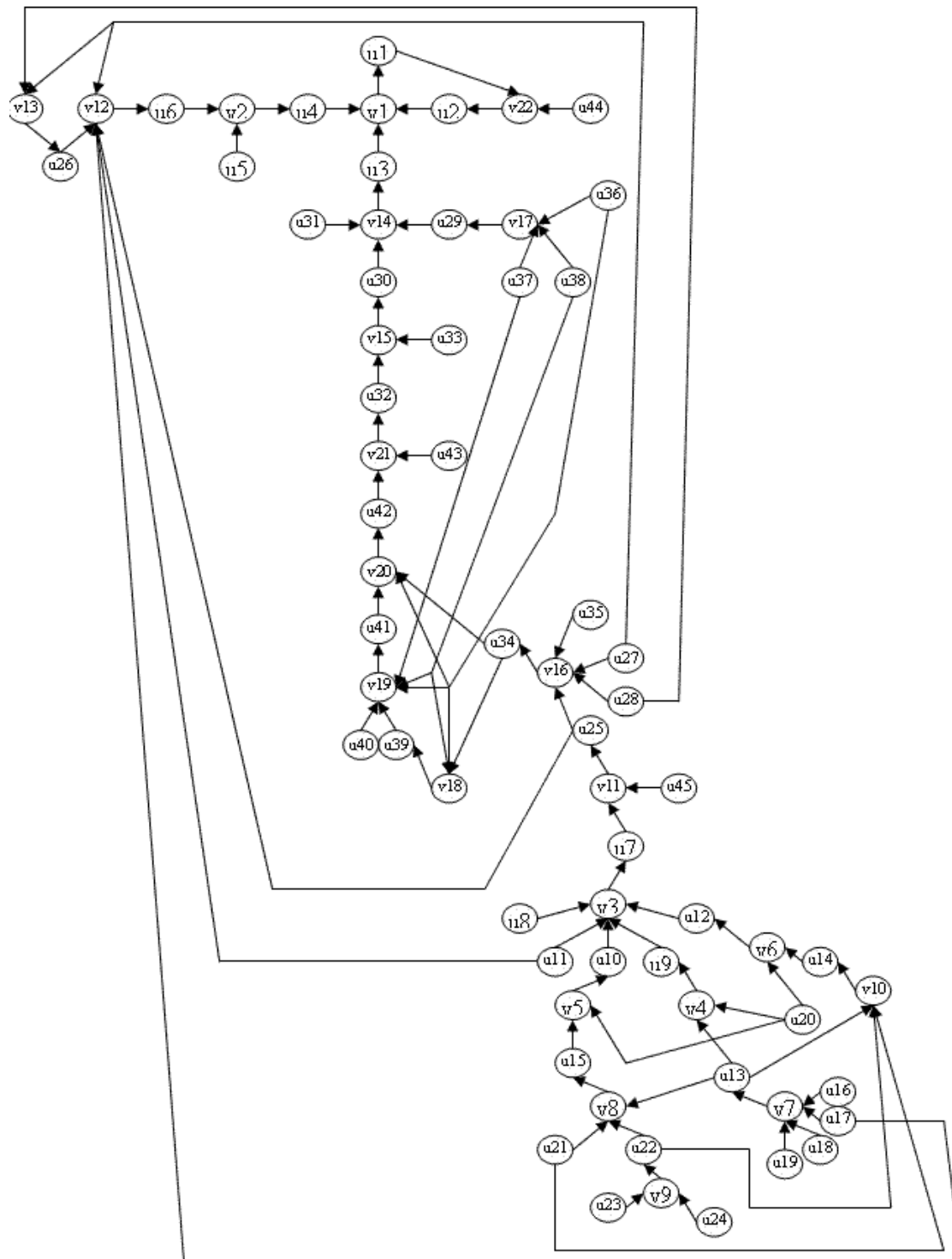


Рис.1. Двудольный граф связей уравнений и переменных

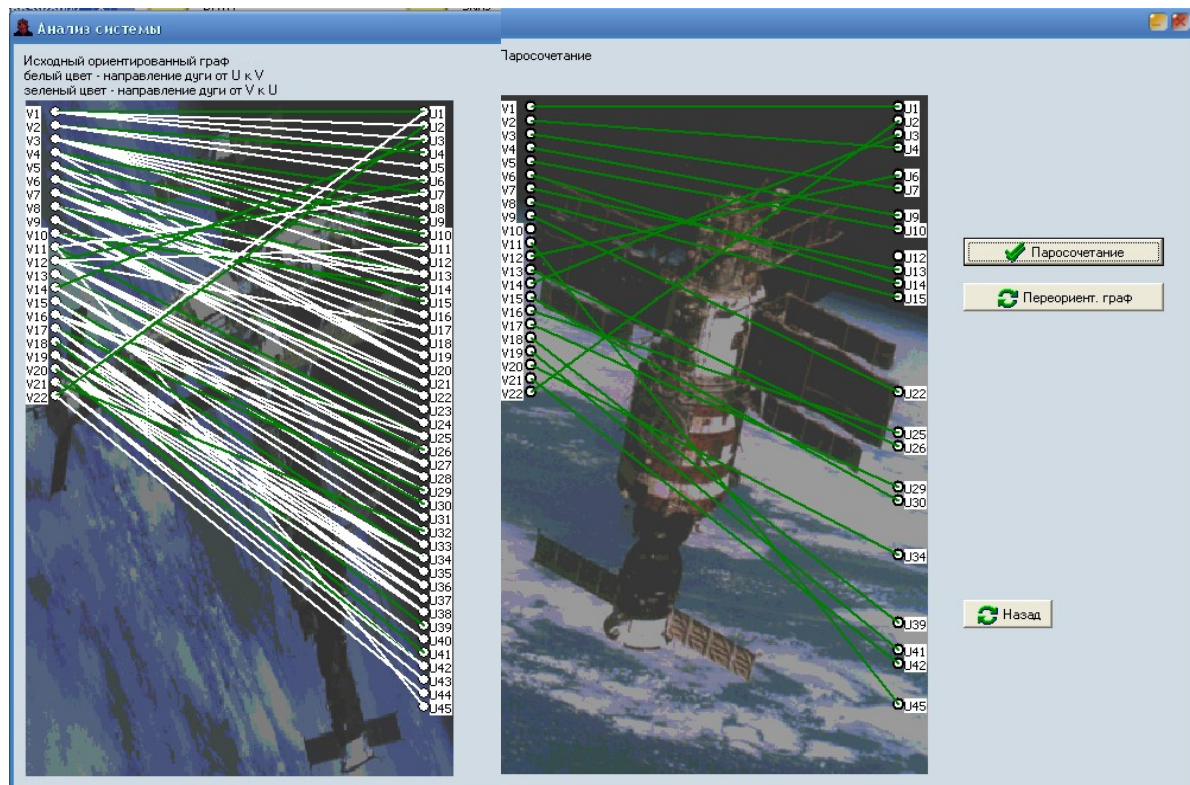


Рис. 2. Вид диалогового окна программного комплекса

Результат работы программного комплекса выглядит следующим образом:

Решите уравнение вида:

$$u_{26} = 0.3 * (u_{27} / (u_{28}))^2 / (1 - u_{27} / (u_{28}))$$

Относительно: u_{26}

Решите уравнение вида: $u_{32} = u_{42} / (u_{43})$

$$u_{42} = u_{34} * (u_{41} / (u_{36})) / 0.5$$

Относительно: $u_{34}, u_{39}, u_{41},$

Решите уравнение вида:

$$u_{34} = u_{25} / (u_{35} * (u_{27} - u_{28}))$$

Относительно: u_{25}

Решите уравнение вида:

$$u_6 = 1.5 * (u_{25} * u_{26}) / (u_{11} * u_{17} * u_{27})$$

Относительно: u_6

Решите уравнение вида: $u_4 = u_5 * u_6$

Относительно: u_4

Решите уравнение вида: $u_{30} = u_{32} * u_{33}$

Относительно: u_{30}

Решите уравнение вида:

$$u_{29} = u_{36} * u_{37} * 3.14 * u_{38}^2 / 4$$

Относительно: u_{29}

Решите уравнение вида:

$$u_3 = (u_{29} + u_{30}) / (1 - u_{31})$$

Относительно: u_3

Решите систему уравнений:

$$u_1 = u_2 + u_3 + u_4$$

$$u_2 = u_{44} * u_1$$

Относительно: u_1, u_2

После определения последовательности выполнения расчётов пользователь может, введя числовые значения входных параметров модели, получить значения выходных параметров.

Библиографический список

1. Куренков, В. И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения [Текст] / В. И. Куренков, В. В. Салмин, А. Г. Прохоров. - Самара: Изд-во СГАУ, 2007. - 160 с.
2. Друшляков, Ю. И. Теоретические основы программирования [Текст] / Ю. И. Друшляков, И. В. Ежова. - М.: МАИ, 1986. - 60 с.

3. Фомичёв, С. Г. Разработка элементов проблемно-ориентированной системы автоматизированного проектирования [Текст] / С. Г. Фомичёв, В. И. Куренков, А. С. Кучеров // Труды XIII Всероссийского научно-технического семинара по навигации и управлению движением. – Самара, - 2007. - С. 305-309.

METHOD OF CHOOSING SPACECRAFT DESIGN CHARACTERISTICS ON THE BASIS OF CREATING TASK-ORIENTED SYSTEMS OF COMPUTER-AIDED DESIGN

© 2012 A. S. Kucherov, V. I. Kurenkov

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

The paper deals with the problem of developing task-oriented systems for computer-aided solving of the tasks of spacecraft design with their correctness verified and the sequence of performing the calculations defined. The operation of the software developed in the DELPHI environment is illustrated by the example of determining mass characteristics of the temperature control system.

Observation spacecraft,, design characteristics, problem-oriented system, constraint equations, input data, output data, bipartite graph, connected component

Информация об авторах

Кучеров Александр Степанович, кандидат технических наук, доцент, начальник управления подготовки научных кадров, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: upnk@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования и надёжность космических аппаратов наблюдения, исследование операций.

Куренков Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kvi.48@mail.ru. Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надёжность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

Kucherov Alexander Stepanovich, candidate of technical science, associate professor, head of the research staff training department, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: upnk@ssau.ru. Area of research: designing, modeling target operation and reliability of spacecraft, operation research.

Kurenkov Vladimir Ivanovich, doctor of technical science, professor, the aircraft design department, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: kvi.48@mail.ru. Area of research: design, target operation modeling, reliability of carrier rockets and observation spacecraft.

УДК 534.83+629.78

ОЦЕНКА ИЗМЕНЕНИЯ ЗВУКОИЗОЛЯЦИОННОЙ СПОСОБНОСТИ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ НАЛИЧИИ РАЗЛИЧНЫХ ПО ТОЛЩИНЕ СЛОЁВ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ

© 2012 П. А. Попов

ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС», г. Самара

В статье описывается метод, позволяющий проводить оценку изменения звукоизоляционной способности панелей головного обтекателя (ГО), учитывая все неоднородности его конструкции, и приведены результаты расчёта влияния снятия части звукоизоляционного материала с поверхности штатного ГО ракеты-носителя (РН) на акустическое давление под ГО.

Акустическое давление, звукоизоляция, головной обтекатель, коэффициент потерь, дифракция, "малая" и "большая" неоднородности, "параллельный" и "последовательный" методы.

Акустическое давление, создаваемое струями двигательной установки, структурным шумом, а также турбулентным аэродинамическим потоком, является источником вибрации при старте и полёте ракеты-носителя. Для обеспечения виброакустической среды под головным блоком на уровне, соответствующем проектному, необходимо подобрать "вырезы" таким образом, чтобы акустическое давление по всей поверхности космического аппарата (КА) увеличилось не более, чем на 10% на всех частотах спектра. При этом аппаратуру КА, находящуюся непосредственно у "вырезов", нужно проверить на более высокие уровни вибрации, соответствующие увеличенным уровням акустического нагружения.

Изначально штатные панели ГО представляли собой конструкцию, состоящую из углестостеклопласта (УССП) и пенополиуретана (ППУ-35) разной толщины (рис.1):

1 - поверхность ГО заполнена двадцатимиллиметровым слоем ППУ-35, что составляет 86,5% от общей площади ГО;

2 - гаргроты ГО заполнены 140 мм слоем ППУ-35, что составляет 13,5% от общей площади ГО.

Проведённые "вырезы" изменили первоначальные толщины покрытия ППУ-35 (рис. 2):

1 - толщиной 20 мм - 80,9 %;

2 - гаргротов толщиной 140 мм - 12,8%;

3 - поверхности с переменной толщиной ППУ-35 $10 \div 70$ мм - 0,1%;

4 - десятимиллиметрового покрытия составила 5,6% от общей площади створок ГО;

5 - шестидесятимиллиметрового покрытия (в гаргротах) - 0,6%.

Участки с низкой или, наоборот, повышенной звукоизоляцией способны изменить общую звукоизоляцию конструкции и называются акустическими отверстиями (неоднородностями, вырезами и пр.).

С точки зрения особенностей передачи звуковой энергии через неоднородности их следует разделить на "большие" и "малые". "Большая неоднородность" характеризуется большим отношением линейных размеров (l) неоднородности к длине падающей на неё звуковой волны (λ):

$$\left| \frac{l}{\lambda} \right| \gg 1.$$

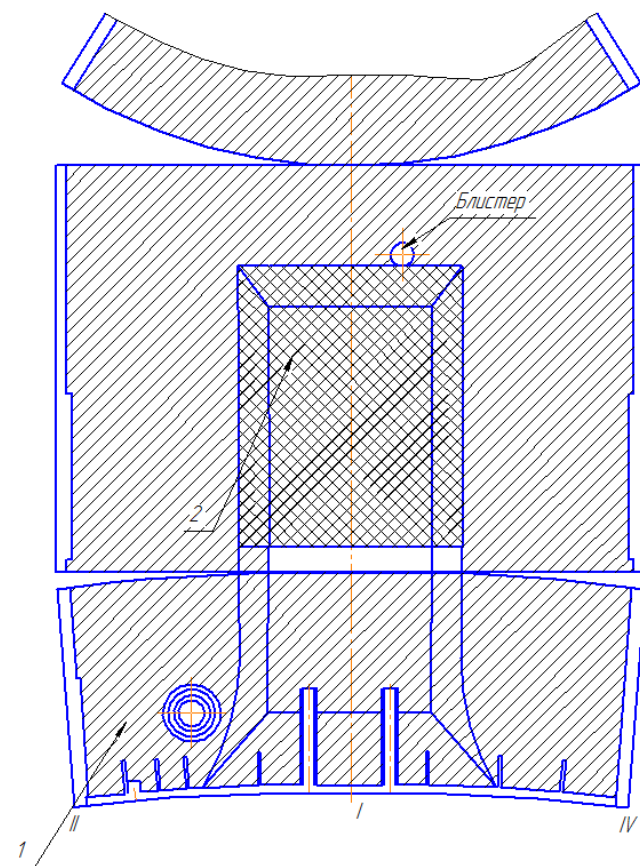


Рис. 1. Схема штатной панели ГО

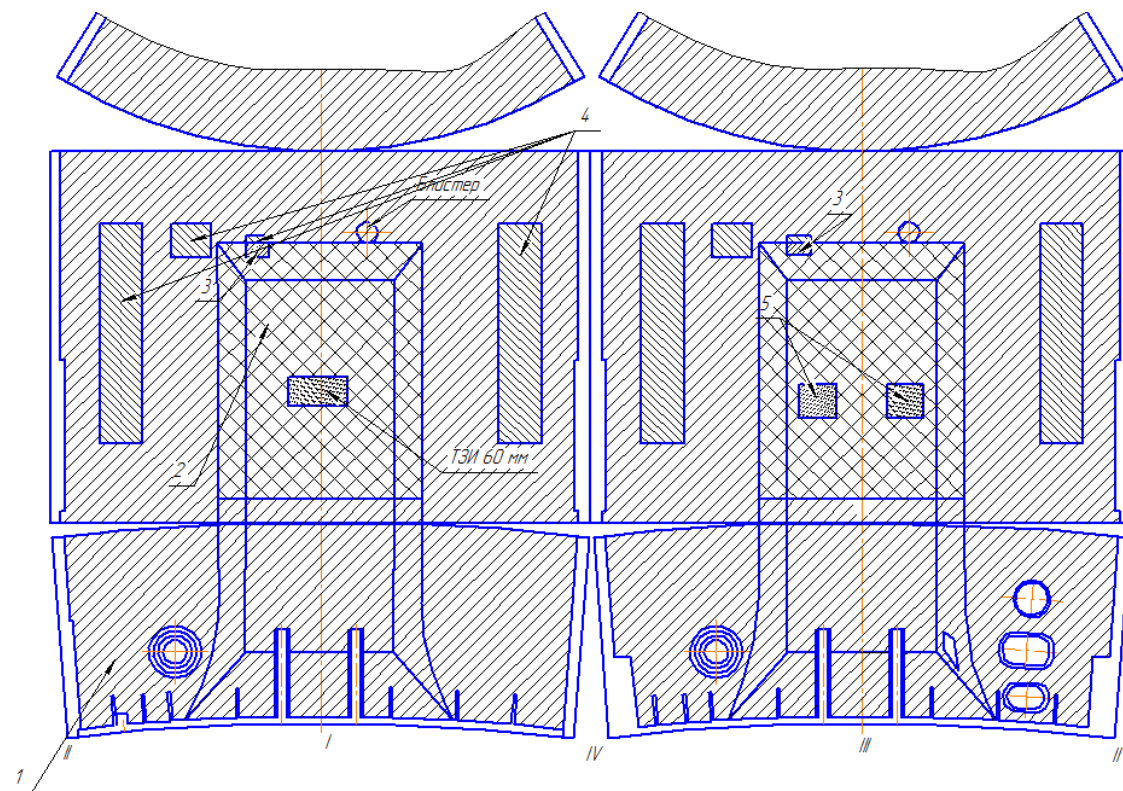


Рис. 2. Схема вырезов на ГО

Практически можно считать, что звуковые волны проходят через большую неоднородность по законам геометрической акустики, а прошедшая через неё звуковая энергия пропорциональна её площади.

Если отношение линейных размеров неоднородности к длине падающей волны мало ($\left|\frac{l}{l}\right| \leq 1$), то нельзя пренебречь дифракционными эффектами (явление огибания волн большой длины препятствий). Законы геометрической акустики здесь не применимы, в связи с чем через малую неоднородность может проходить гораздо меньше звуковой энергии. Прошедшая через отверстие звуковая энергия в этом случае не пропорциональна площади отверстия.

Понятия "большое" и "малое" определяются отношением линейных размеров к длине волны, а следовательно, зависят от частоты звука. Поэтому одна и та же неоднородность может обладать свойствами "большой" в области высоких частот и свойствами "малой" в области низких.

"Малую неоднородность" оценить сложно, так как для этого необходимы экспериментальные исследования для нахождения эмпирических коэффициентов дифракции для учёта их в формулах. Поэтому для расчёта общего снижения или увеличения акустического давления от появления неоднородностей в конструкции предлагается их рассчитывать как "большие". При такой оценке уровни акустического давления в полости под ГО или КА будут больше из-за пренебрежения дифракцией.

В то же время есть альтернативный метод, когда в низкочастотной области, где длины звуковых волн больше линейных размеров неоднородности, влияние её на акустическую среду в отсеке (ГО) не учитывается. На высоких же частотах, где длины звуковых волн меньше линейных размеров и работают законы геометрической акустики (из-за малой дифракции), расчёт должен проводиться как для

"большой" неоднородности.

"Параллельный" (предлагаемый автором) и "последовательный" (представленный в [1]) методы рассматриваются ниже.

"Параллельный" расчёт неоднородностей состоит в том, что имеется изначально неоднородная панель с n локальными неоднородностями площадью S_i , $i = \overline{1, n}$. После появления других неоднородностей в той же панели их локальные площади составляют S_k , $k = \overline{1, m}$. При этом общая площадь панели после появления новых неоднородностей осталась без изменения:

$$S = \sum S_i = \sum S_k.$$

Необходимо оценить, насколько изменилась звукоизоляция неоднородной панели после появления новых вырезов (или неоднородностей).

Пусть I_i - интенсивность прошедшей волны через изначальную i -ю неоднородность, а I_k - интенсивность прошедшей звуковой волны через k -ю вновь получившуюся неоднородность. Тогда положив, что интенсивность внешних акустических волн, падающих под одинаковым углом j , постоянна по панели, получим для акустических мощностей, падающих и прошедших через разные слои акустических волн, следующие выражения:

$$N = \iint_S I_n(x, y) dS = IS \cos(j),$$

где $I_n(x, y)$ - интенсивность давления внешних акустических волн в зависимости от координат (x, y) , которая в рассматриваемом случае: $I_n(x, y) = I = const$,

N - мощность внешнего акустического поля на поверхности панели;

$$N_1 = \sum_{i=1}^n \iint_{S_i} I_{ni}(x, y) dS = \sum_{i=1}^n I_i S_i \cos(j_i),$$

где I_{ni} - интенсивность давления акустических волн внутри i -й неоднородности,

N_1 - мощность внутреннего акустического поля первоначальной неоднородной оболочки;

$$N_2 = \sum_{k=1}^m \iint_{S_k} I_{nk}(x, y) dS = \sum_{k=1}^m I_k S_k \cos(j_k),$$

где I_{nk} - интенсивность давления акустических волн внутри k -й неоднородности,

N_2 - мощность внутреннего акустического поля изменённой неоднородной оболочки.

При этом в соответствии с законом Снеллиуса $j = j_i = j_k$.

Пусть изначальная звукоизоляция панели определяется формулой

$$R_1 = 10 \lg\left(\frac{N}{N_1}\right),$$

а звукоизоляция получившейся изменённой панели определяется формулой:

$$R_2 = 10 \lg\left(\frac{N}{N_2}\right).$$

Тогда их разность покажет, насколько изменилась звукоизоляция панели:

$$\begin{aligned} \Delta &= R_1 - R_2 = \\ &= 10 \lg\left(\frac{\sum_{k=1}^m I_k S_k \cos(j_k)}{\sum_{i=1}^n I_i S_i \cos(j_i)}\right) = \\ &= 10 \lg\left(\frac{\sum_{k=1}^m I_k S_k}{\sum_{i=1}^n I_i S_i}\right). \end{aligned}$$

Теперь поделим выражение, стоящее под знаком логарифма, на $I_{i\phi}$ ($i\phi$ - фиксированная неоднородность), используя тождество $A = 10^{\lg(A)}$:

$$\Delta = 10 \lg\left(\frac{\sum_{k=1}^n 10^{(R_{\phi i} - R_k)/10} S_k}{S_{\phi i} + \sum_{i=1, i \neq i\phi}^n 10^{(R_{\phi i} - R_i)/10} S_i}\right). \quad (1)$$

Здесь $R_i = 10 \lg\left(\frac{I}{I_i}\right)$ - звукоизоляция

i -й локальной зоны;

$R_k = 10 \lg\left(\frac{I}{I_k}\right)$ - звукоизоляция k -й

локальной зоны;

$R_{\phi i} = 10 \lg\left(\frac{I}{I_{\phi i}}\right)$ - звукоизоляция i -й

фиксированной локальной зоны.

Выражение (1) справедливо для оценки изменения звукоизоляции неоднородной панели при акустических "окнах" с линейными размерами, большими чем длины звуковых волн.

Рассмотрим "последовательный" расчёт неоднородностей в панели. Этот метод исходит из того представления, что расчёт изменения звукоизоляционных характеристик панели от появления одной неоднородности соответствует формуле (1), полученной выше в предположении одной неоднородности:

$$\Delta_1 = 10 \lg\left(\frac{S_1 + S_1^* \cdot 10^{\frac{R_1 - R_1^*}{10}}}{S_1 + S_1^*}\right),$$

где S_1 - площадь панели без выреза; S_1^* - площадь выреза; R_1 - звукоизоляция пластины; R_1^* - звукоизоляция неоднородности.

Тогда получившаяся звукоизоляция новой пластины определяется по формуле

$$R_2 = R_1 - 10 \lg\left(\frac{S_1 + S_1^* \cdot 10^{\frac{R_1 - R_1^*}{10}}}{S_1 + S_1^*}\right).$$

Учтём влияние n неоднородностей (от 2-й до n -й):

$$\begin{aligned}
 R_3 &= R_2 - 10 \lg \left(\frac{S_2 + S_2^* \cdot 10^{\frac{R_2 - R_2^*}{10}}}{S_2 + S_2^*} \right); \\
 R_4 &= R_3 - 10 \lg \left(\frac{S_3 + S_3^* \cdot 10^{\frac{R_3 - R_3^*}{10}}}{S_3 + S_3^*} \right); \\
 R_5 &= R_4 - 10 \lg \left(\frac{S_4 + S_4^* \cdot 10^{\frac{R_4 - R_4^*}{10}}}{S_4 + S_4^*} \right); \\
 R_{i+1} &= R_i - 10 \lg \left(\frac{S_i + S_i^* \cdot 10^{\frac{R_i - R_i^*}{10}}}{S_i + S_i^*} \right); \\
 &\dots\dots\dots \\
 R_n &= R_{n-1} - 10 \lg \left(\frac{S_{n-1} + S_{n-1}^* \cdot 10^{\frac{R_{n-1} - R_{n-1}^*}{10}}}{S_{n-1} + S_{n-1}^*} \right).
 \end{aligned} \quad (2)$$

По последовательности (2) можно найти изменение звукоизоляционной характеристики изначально однородной панели.

Для нахождения коэффициента звукоизоляции отдельных неоднородных слоёв приняты математическая модель "резонансной звукоизоляции", описанная в [1], а также результаты экспериментальных работ [2]. При этом для определения коэффициента потерь h твёрдой пласти-

ны с мягким покрытием была использована следующая формула [3]:

$$h = \frac{h_2 [2 \sin(n_2 h_2) - \sin(2n_2)]}{2m_1 n_2 h_2 [\cos(n_2) + \sin(n_2 h_2)] + h_2 \sin(n_2) + 2 \sin(n_2 h_2)},$$

где h_2 - коэффициент материала покрытия;

$$n_2 = k_2 h_2;$$

$$m_{12} = \frac{m_1}{m_2};$$

$$m_1 = r_1 h_1;$$

$$m_2 = r_2 h_2;$$

$$k_2 - \text{модуль волнового числа волн сжатия}$$

в покрытии; h_1, h_2 - толщина пластины и покрытия; r_1, r_2 - плотность панели и покрытия. На рис. 3 изображены характеры изменения коэффициента потерь от толщины звукоизоляционного слоя (ППУ-35) на резонансных частотах 250, 500 Гц (некоторые значения были уточнены результатами экспериментов ЦАГИ по нахождению коэффициента потерь методом "полуширины резонансного пика").

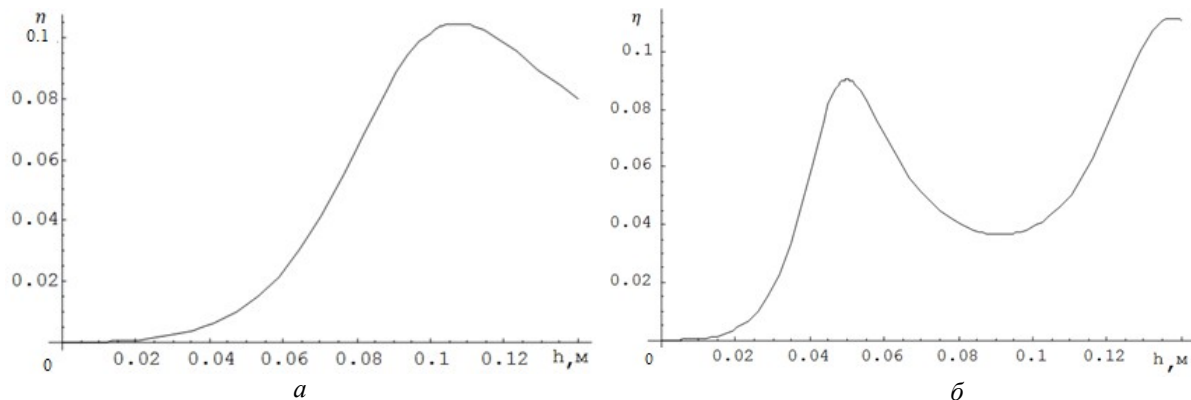


Рис. 3. Характер изменения коэффициента потерь от толщины звукоизоляционного слоя (ППУ-35) на резонансных частотах 250 Гц (а) и 500 Гц (б)

Формула, выражающая "параллельный" метод, для данного случая внедрения неоднородностей будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{aligned}
 \Delta = R' - R &= 10 \lg \left(\frac{S_{20} + 10^{(R_{20} - R_{140})/10} S_{140} + 10^{(R_{20} - R_{60})/10} S_{60}}{S'_{20} + 10^{(R_{20} - R_{140})/10} S'_{140}} + \right. \\
 &\left. + \frac{10^{(R_{20} - R_{10})/10} S_{10} + 10^{(R_{20} - R_{10-70})/10} S_{10-70}}{S'_{20} + 10^{(R_{20} - R_{140})/10} S'_{140}} \right).
 \end{aligned}$$

Здесь R_{60} , R_{10} , R_{20} , R_{10-70} , R_{140} характеризуют эффективность звукоизоляции при прохождении звуковой волны соответственно через слои:

$$-20 \text{ мм}, R_{20} = 10 \lg \left(\frac{I_{\text{внеш}}}{I_{20}} \right);$$

$$-140 \text{ мм}, R_{140} = 10 \lg \left(\frac{I_{\text{внеш}}}{I_{140}} \right);$$

$$-10 \div 70 \text{ мм}, R_{10-70} = 10 \lg \left(\frac{I_{\text{внеш}}}{I_{10-70}} \right);$$

$$-10 \text{ мм}, R_{10} = 10 \lg \left(\frac{I_{\text{внеш}}}{I_{10}} \right);$$

$$-60 \text{ мм}, R_{60} = 10 \lg \left(\frac{I_{\text{внеш}}}{I_{60}} \right).$$

Формулы, выражающие "последовательный" метод, имеют вид

$$R_{i+1} = R_i - 10 \lg \frac{S_i + S_{i+1} + 10 \lg \frac{R_i - R_i^*}{S_i + S_{i+1}}}{S_i + S_{i+1}},$$

где $i=1, \dots, 4$ (всего пять неоднородностей с площадями S_{20} , S_{140} , S_{10-70} , S_{10} , S_{60}).

Результаты расчётов по двум методам приведены в табл. 1.

Таблица 1. Общее увеличение акустического давления под ГО за счёт всех вырезов

f , Гц	31,5	63	125	250	500	1000	2000
Δ парал, дБ (предложено автором)	0,033	0,032	0,032	0,19	0,46	0,032	0,033
Δ послед, дБ (предложено в [1])	0,038	0,038	0,03	0,199	0,468	0,039	0,033

Для учёта увеличения акустического нагружения в локальных зонах (в зонах "вырезов") и отработки аппаратуры КА, попадающей в эти зоны, на более жёсткие вибрационные воздействия была проведена оценка ухудшения звукоизоляционной способности непосредственно в локальных местах ГО. Для этого была использована математическая модель "резонансной звукоизоляции", описанная в [1], а также результатов экспериментов [2] на панелях с нанесёнными звукопоглощающими материалами типа ППУ.

При уменьшении толщины звукопоглотителя снижение звукоизоляции может происходить по нескольким направлениям.

1. Уменьшение поверхностной массы ведёт к снижению "нерезонансной" звукоизоляции, которую можно оценить в соответствии с формулой

$$\Delta = 10 \lg \left(1 + \left(\frac{w m_1}{2rc} \right)^2 \right) - 10 \lg \left(1 + \left(\frac{w m_2}{2rc} \right)^2 \right), \quad (3)$$

где m_1 и m_2 - поверхностные массы изначальной и получившейся панелей; $\omega_{\text{рез}}$ -

круговая частота; r - плотность воздуха, c - скорость звука в воздухе.

Из формулы (3) следует, что в нерезонансных полосах частот звукоизоляция уменьшится.

При уменьшении слоя с 20 мм до 10 мм (снижении поверхностной массы на 4%) она снизится на 0,36 дБ. При уменьшении слоя со 140 мм до 60 мм (снижение поверхностной массы на 22%) она снизится на 2 дБ.

Кроме того, если учесть дифракционные явления, а они будут возникать для данных "вырезов" (60 мм) до 1000 Гц, то предполагаемое увеличение акустики на 2 дБ может быть лишь на частотах выше 1000 Гц.

2. Уменьшение толщины поглотителя ведёт к уменьшению звукоизоляции за счёт снижения демпфирования структурного шума, которое можно оценить при помощи модели "резонансной звукоизоляции" [1] с использованием коэффициентов потерь, полученных в [5]:

$$\Delta = 10 \lg \left(\frac{2rc + w_{\text{рез}} m_1 h_1}{2rc + w_{\text{рез}} m_2 h_2} \right), \quad (4)$$

η_1 и η_2 - коэффициенты потерь изначальной и получившейся панелей;

$\omega_{рез}$ - резонансная частота.

Учитывая, что изначальное отношение толщины поглотителя ППУ к толщине корпуса ГО на гаргротах было 7:1, а в остальных местах ГО - 1:1, вычисления в соответствии с (4) показали следующее.

При уменьшении слоя с 20 мм до 10 мм:

- на резонансной частоте, попадающей в октавную полосу 250 Гц, падение звукоизоляции составляет 0,57 дБ (6,8 %);

- на резонансной частоте, попадающей в октавную полосу 500 Гц, падение звукоизоляции составляет 0,72 дБ (8,6 %).

При уменьшении слоя с 140 мм до 60 мм на резонансных частотах 250 и 500 Гц падение звукоизоляции в соответствии с (4) составляет 6 дБ (100 %).

Таким образом, из всех вырезов опасными являются вырезы глубиной до 60 мм, так как в этих местах уровни акустического нагружения могут возрасти в два раза в области частот 250-500 Гц. На высоких частотах (от 1000 Гц) это возрастание может быть около 2 дБ (26%). Изменение звукоизоляции при различных условиях эксплуатации РН представлено на рис. 4.

Увеличение акустического нагружения в остальных местах не превышает допустимых 10%.

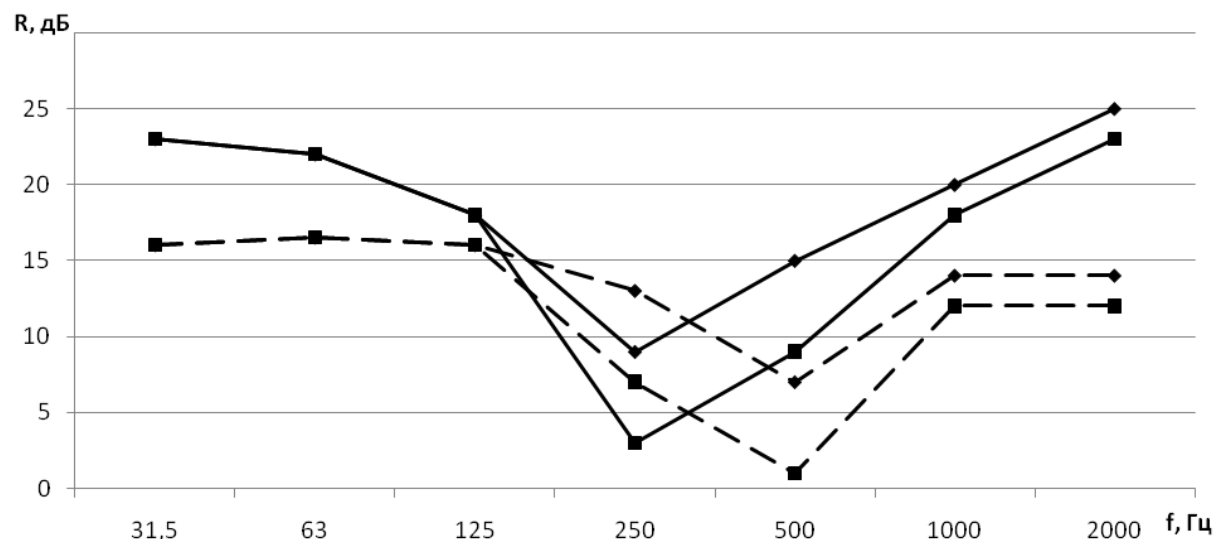


Рис. 4. Изменение звукоизоляции при полёте (—) и старте (----) ракеты-носителя:

◆ - ГО, ■ - в местах выреза глубиной 80 мм

Выводы

Методика, описанная в [1], предполагает оценку изменения звукоизоляции от постепенного ввода новой неоднородности (2). Это требует изначальной однородности поверхности изучаемого объекта, что не всегда удобно и заставляет тратить больше времени для решения задачи.

В работе предложен "параллельный" метод исследования изменения звукоизоляции от введения неоднородностей в конструкцию ГО, в котором неоднородно-

сти оцениваются все сразу ("параллельно") в соответствии с формулой (1).

Библиографический список

1. Боголепов, И. И. Промышленная звукоизоляция [Текст] / И. И. Боголепов – Л.: Судостроение, 1986. - 367 с.
2. Экспериментальное определение звукоизоляции межбакового отсека блока III ступени РН "Союз" [Текст] / НТО, инв. №5535, ЦАГИ, 1999. - 38 с.
3. Никифоров, А. С. Вибропоглощение на судах [Текст] / А. С. Никифоров.- Л.: Судостроение, 1979. - 184 с.

4. Карпушин, В. Б. Вибрации и удары в радиоаппаратуре [Текст] / В. Б. Карпушин. – М.: Советское радио, 1971.- 343 с.

5. Определение виброакустических характеристик фрагментов конструкции головного обтекателя РН "Союз" [Текст] / НТО, №5527, ЦАГИ, 1999. – 34с.

ASSESSMENT OF CHANGES IN THE SOUND-PROOF ABILITY OF THE ROCKET FAIRING WITH LAYERS OF SOUND-PROOF MATERIALS VARYING IN THICKNESS

© 2012 P. A. Popov

State Research and Production Space Rocket Center "TsSKB-Progress"

The paper presents a method that makes it possible to assess the changes in the sound-proof ability of the panels of the head part of a rocket, considering all the heterogeneities of its structure. The results of calculating the influence of removing part of the sound-proof material from the surface of a standard head part of a rocket on the ultrasonic pressure under the head part are presented.

Acoustic pressure, sound insulation, head fairing, factor of losses, diffraction, «small» and «great» heterogeneity, «parallel» and «consecutive» methods.

Информация об авторе

Попов Павел Александрович, начальник группы, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: banduir@rambler.ru. Область научных интересов: звукоизоляция и акустические нагрузки.

Popov Pavel Aleksandrovich, head of group, Space Rocket Center "TsSKB-Progress". E-mail: banduir@rambler.ru. Area of research: sound insulation and acoustic loads.

УДК 539.319:621.787+629.78

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ СРАБАТЫВАНИЯ ТОПЛИВНЫХ ПНЕВМОКЛАПАНОВ СВЕРХТЯЖЁЛЫХ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ В ЗАДАЧАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ

© 2012 В. П. Сазанов¹, А. В. Чирков²¹ЗАО ВКБ РКК «Энергия» имени С. П. Королёва, г. Самара²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

На основании опыта проектирования группы пневмоклапанов окислительной системы центрального блока ракетносителя «Энергия» предложена методика расчёта динамического нагружения при срабатывании.

Криогенный топливный пневмоклапан, пневмопривод, гидравлический демпфер, начальные условия, коэффициент сопротивления.

К агрегатам пневмогидравлических систем ракетно-космической техники предъявляются высокие требования по надёжности. Поэтому при их создании для каждого изделия или группы изделий предусматривается разработка программы обеспечения надёжности, содержащей комплекс организационно-технических мероприятий с последовательным выполнением на всех этапах жизненного цикла изделий (разработки, изготовления, эксплуатации).

Как показывает практика, одной из самых важных задач повышения надёжности функционирования криогенных пневмоклапанов, выполненных по принципиальной схеме с концентрической тарелью, является вопрос снижения до допускаемого уровня динамического нагружения при срабатывании этих агрегатов. В свою очередь, причинами высокого уровня динамических нагрузок являются большие габариты, большие подвижные массы и ход тарели, высокий уровень рабочего давления в магистрали, высокая силовая характеристика пневмопривода, связанная с обеспечением жёстких требований по герметичности затвора.

В статье на основании опыта создания группы криогенных топливных пневмоклапанов системы окислителя (жидкого

кислорода) центрального блока ракетносителя «Энергия» предлагаются методы решения задачи проектирования агрегатов пневмогидравлических систем с учётом динамического нагружения при срабатывании.

Для упрощения математического моделирования предложено разделить процесс динамики срабатывания пневмоклапана на определённые этапы. Типовая циклограмма данного процесса приведена на рис. 1.

Этап I (t_3) – время задержки до момента срабатывания пневмопривода.

Этап II (t_c) – время движения поршня. Суммарное время срабатывания:

$$t_{\Sigma} = t_3 + t_c.$$

Этап III (t_k) – время процесса динамического нагружения до его затухания.

Расчёт времени срабатывания пневмоклапанов сводится к решению системы совместных уравнений состояния пневматической, гидравлической и механической систем. В научно-технической литературе, в которой рассматривается проектирование пневмоустройств, достаточно подробно изучены вопросы расчёта времени срабатывания [1, 6, 7].

На основании проведённого исследования на одномассовой модели теории

механического удара и колебаний определено, что допускаемый уровень динамического нагружения может быть обеспечен при условии получения прогнозируемых начальных параметров пневмопривода перед ударом (силы и скорости). В практике проектирования прогнозируемые параметры скорости реализуются выполнением условия установившегося движения пневмопривода.

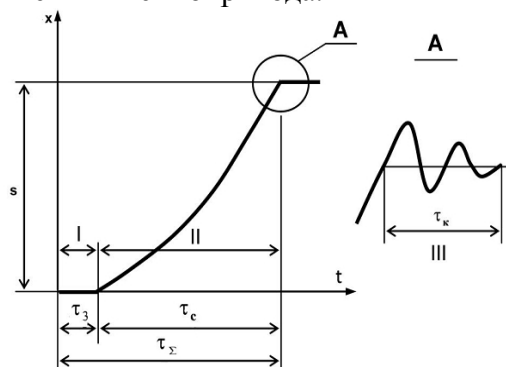


Рис. 1. Циклограмма срабатывания пневмоклапана: S – ход пневмопривода; x – текущая координата

Теоретические основы его получения подробно рассмотрены в [2]. С достаточной для расчётов точностью условие получения движения, близкого к установившемуся, записывается в виде:

$$d \leq d_y, \quad (1)$$

где $d = v_{cp} \sqrt{\frac{m}{Ps}}$, v_{cp} – средняя скорость поршня, m – масса подвижных частей, P – сила сопротивления, s – ход пневмопривода. Безразмерный критерий d рассматривается как критерий инерционности привода, а величина d_y зависит от начальных условий по давлению в полостях пневмопривода [2].

Для выполнения условия (1) необходимо на конечном участке движения создать достаточный уровень сопротивления перемещению пневмопривода. На практике при проектировании топливных пневмоклапанов ракетносителей это обеспечивается установкой дроссельных шайб на выходе из выхлопной полости. Однако для крупногабаритных агрегатов наилучшим способом создания искусственного сопротивления является установка встро-

енных демпферов гидравлического или пневматического действия.

Решение задачи обеспечения допускаемого нагружения при срабатывании рассмотрено для случая применения жидкости в качестве рабочего тела демпфера. Для упрощения решения с целью получения необходимых для практического использования рекомендаций и критериев приняты следующие допущения:

- движение пневмопривода на конечном участке принимается установившимся;
- рабочая жидкость в демпфере считается несжимаемой;
- сила сопротивления газов в выхлопной полости пневмопривода не учитывается ввиду её небольшой величины по сравнению с силой сопротивления демпфера;
- сила от пневмопривода и гидравлической среды на тарель пневмоклапана принимается постоянной по времени. Как правило, в управляющей полости привода в конце хода устанавливается давление, близкое к магистральному, а время процесса динамического нагружения намного меньше периода колебаний жидкости при гидроударе.

Криогенные жидкости относятся к разряду маловязких, и, соответственно, в системах с гидравлическими демпферами принято считать, что сила сопротивления этих устройств прямо пропорциональна квадрату скорости движения поршня, т.е. $P_0 = kv^2$, где k – коэффициент сопротивления; v – скорость движения поршня.

Выводы условия допускаемого нагружения сделаны с использованием расчётной одномассовой модели удара тела о преграду с элементом сопротивления, которым является гидравлический демпфер (рис. 2).

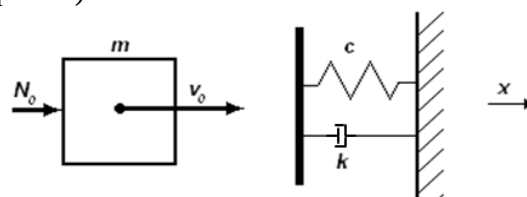


Рис. 2. Расчётная модель с гидравлическим демпфером

Уравнение движения тела записывается в виде

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + k \left| \frac{dx}{dt} \right| \cdot \frac{dx}{dt} + cx = N_0. \quad (2)$$

При движении пневмопривода до контакта тарели с седлом установившимся считается равномерное движение с постоянной скоростью. При движении в контакте упругость конструкции выполняет роль пружины, и в этом случае установившимся в предельном значении, очевидно, следует понимать равнозамедленное движение. Можно считать, что движение тела при динамическом нагружении определяется равнодействующей силой на подвижную часть N_0 , силой упругости $P_y = cx$, силой сопротивления демпфера $P_0 = kv^2$ и силой инерции $P_u = ma$, где a – ускорение равнозамедленного движения.

Уравнение движения механической системы в этом случае имеет вид:

$$ma + k \left(\frac{dx}{dt} \right)^2 + cx = N_0. \quad (3)$$

Продифференцируем (3) по времени t :

$$\frac{dx}{dt} \left[2k \frac{d^2 x}{dt^2} + c \right] = 0.$$

Так как на исследуемом интервале времени $\frac{dx}{dt} \neq 0$, то

$$\frac{d^2 x}{dt^2} = -\frac{c}{2k} \text{ или } a = -\frac{c}{2k}.$$

Определим время t , при котором скорость движения будет равна нулю:

$$t = \frac{2v_0 k}{c}. \quad (4)$$

Время t фактически характеризует длительность процесса нагружения стыка силой N_0 , и в задачах динамики нагружения его сравнивают с периодом собственных колебаний T .

Исследование решения задач динамического нагружения на конечно-элементных моделях рассматриваемой

группы пневмоклапанов с гидравлическими демпферами показывает, что с увеличением коэффициента сопротивления k при остальных равных параметрах начальный участок кривой зависимости перемещения и, соответственно, динамической силы становится более пологим (рис. 3).

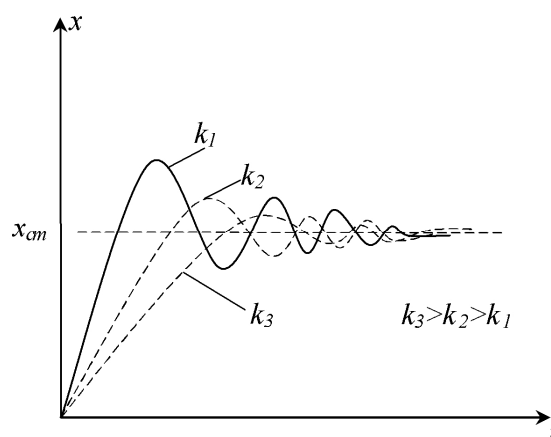


Рис. 3. Зависимость по времени перемещения механической системы от величины коэффициента сопротивления демпфера

При некотором значении коэффициента сопротивления k движение механической системы становится близким к равнозамедленному, что подтверждает принятый подход к решению уравнения (3). Кроме того, значения ускорения a и времени t , определённые по (4), достаточно близки к значениям, полученным при решении задач с использованием конечно-элементных моделей.

Проведённые расчёты на конечно-элементных моделях исследуемых пневмоклапанов показывают, что условие динамического нагружения, близкое к статическому ($k_0 < 1,05$), в системах с гидравлическими демпферами начинает выполняться уже при $t > (1,5 \div 2)T$. Тогда условие «мягкой посадки» подвижной части топливного пневмоклапана на опорную поверхность имеет вид:

$$t = \frac{2v_0 k}{c} \geq 2T.$$

Заменяя $T = 2\pi \sqrt{\frac{m}{c}}$, получим

$$k \geq 2p \frac{\sqrt{cm}}{v_0}. \quad (5)$$

Поскольку на начальный момент нагружения при $t = 0$ сила $N_0 = kv_0^2$, то, подставив выражение $v_0 = \sqrt{\frac{N_0}{k}}$ в (5), получим

$$k \geq \frac{4p^2 cm}{N_0}. \quad (6)$$

Условие (6) является особенно важным для этапов раннего проектирования криогенных топливных пневмоклапанов, так как позволяет по исходным значениям параметров c , m , N_0 достаточно просто подобрать параметры гидравлического демпфера F_0 , f_0 , которые обеспечивают допустимый уровень нагружения конструкции при срабатывании.

Минимальное значение коэффициента сопротивления гидравлического демпфера при равенствах (5), (6) $k_{\min}$ можно считать критерием обеспечения допустимого уровня динамического нагружения при срабатывании пневмоклапана. Его использование при проектировании как критерия подтверждено результатами наземной отработки топливных пневмоклапанов в части программ испытаний по определению времени срабатывания и доведению до необходимого ресурса работоспособности.

По полученным результатам построена кривая, ограничивающая область допустимых параметров N_0 , v_0 для системы с гидравлическим демпфером (рис. 4).

На рис. 4 $v_0^{\max} = \frac{[N]}{\sqrt{cm}}$; кривая 1 – область допустимых параметров N_0 , v_0 для системы без демпфера; кривая 2 – с демпфером. Точка А на рис. 4 соответствует значению коэффициента сопротивления $k = \infty$, точка В – значению $k = k_{\min}$; v_0' – максимальная скорость пневмопривода, при которой обеспечивается допустимый уровень динамического нагруже-

ния при $N_0 \approx [N]$. При уменьшении значения коэффициента сопротивления демпфера до нуля кривые 1 и 2 сходятся в точке С. Очевидно, что начальные значения параметра N_0 , лежащие на участке АВ кривой, являются наиболее оптимальными исходя из условий: минимальная масса – работоспособность конструкции.

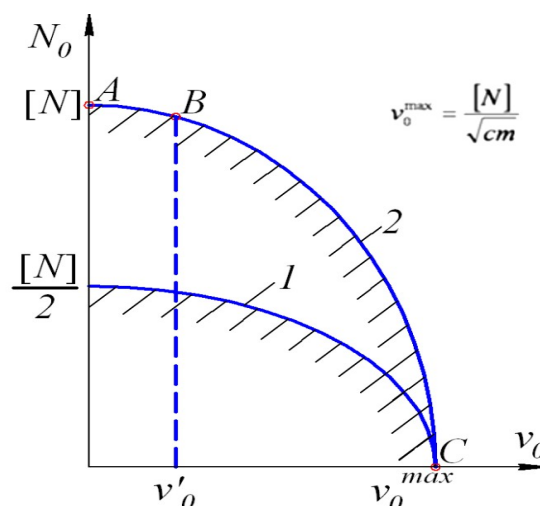


Рис. 4. Область допустимых начальных параметров системы с гидравлическим демпфером

Приведённая методика расчётов апробирована на практике при проектировании агрегатов топливных систем окислителя центрального блока ракетносителя «Энергия». Получен достаточный уровень сходимости расчётных и экспериментальных значений параметров при испытаниях по программам конструкторско-доводочных и чистовых испытаний, испытаний на надёжность при наземной отработке по времени срабатывания, ресурсу работоспособности, прочности и надёжности.

Таким образом, данный подход и предлагаемый критерий могут быть использованы при проектировании других групп агрегатов пневмогидравлических систем ракетносителей с учётом их особенностей и характеристик.

Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках АВЦП «Развитие научного потенциала высшей школы» (проект 2.1.1/13944).

Библиографический список

1. Бугаев, В. Ф. Пневмоавтоматика ракетно-космических систем [Текст] / В. Ф. Бугаев. – М.: Машиностроение, 1979. – 168 с.
2. Герц, Е. В. Расчёт пневмоприводов [Текст]: справ. пособие / Е. В. Герц, Г. В. Крейнин. – М.: Машиностроение, 1975. – 272 с.
3. Квасов, В. М. Основы создания агрегатов автоматики пневмогидравлических систем летательных аппаратов. Ч. 1. Обеспечение конструкторской надёжности и технологичности агрегатов / В. М. Квасов. – Самара: СГАУ, 1993. – 375 с.
4. Курков, С. В. Метод конечных элементов динамики механизмов и приводов [Текст] / С. В. Курков. – СПб.: Политехника, 1991. – 224 с.
5. Пановко, Я. Г. Основы прикладной теории колебаний и удара [Текст] / Я. Г. Пановко. – Л.: Политехника, 1990. – 272 с.
6. Романенко, Н. Т. Агрегаты пневматических систем летательных аппаратов [Текст] / Н. Т. Романенко. – М.: Машиностроение, 1976. – 176 с.
7. Романенко, Н. Т. Криогенная арматура [Текст] / Н. Т. Романенко, Ю. Ф. Куликов. – М.: Машиностроение, 1978. – 110 с.
8. Пакет прикладных программ расчёта динамики прочности механических систем «Зенит». Версия 3.1. – СПб., 1992.

MODELING DYNAMIC PROCESSES OF RESPONSE OF FUEL PRESSURE-OPERATED VALVES OF SUPERHEAVY LAUNCH VEHICLES IN THE TASKS OF PROVIDING STRUCTURAL STRENGTH

© 2012 V. P. Sazanov, A. V. Chirkov

Volzhskeye design bureau, Russian Space Corporation "Energiya" Ltd
named after S. P. Korolyov, Samara
Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

A procedure for calculating the dynamic loading on the response of pressure-operated valves is proposed on the basis of the experience of designing a group of pressure-operated valves of the oxidation system of the "Energiya" launch vehicle's central block.

Cryogenic fuel pressure-operated valve, pneumatic drive, liquid damper, initial conditions, resistance coefficient.

Информация об авторах

Сазанов Вячеслав Петрович, кандидат технических наук, начальник отдела, ЗАО Волжское конструкторское бюро РКК «Энергия» имени С. П. Королёва. E-mail: sopromat@ssau.ru. Область научных интересов: механика остаточных напряжений.

Чирков Алексей Викторович, кандидат технических наук, ассистент кафедры сопротивления материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sopromat@ssau.ru. Область научных интересов: механика остаточных напряжений.

Sazanov Vyacheslav Petrovich, candidate of technical science, head of sector, Volzhskoye design bureau, Space Rocket Corporation "Energiya" named after S. P. Korolyov. E-mail: sopromat@ssau.ru. Area of research: mechanics of residual stresses.

Chirkov Alexey Victorovich, candidate of technical science, assistant, the department of strength of materials, Samara State Aerospace University (National Research University). E-mail: sopromat@ssau.ru. Area of research: mechanics of residual stresses.

УДК 629.78

ОСОБЕННОСТИ РЕШЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ЗАДАЧ ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С НАДКАЛИБЕРНЫМИ ГОЛОВНЫМИ ОБТЕКАТЕЛЯМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS FLUENT© 2012 А. Н. Харитонов¹, В. Г. Шахов²¹ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС»²Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

На примере нескольких реальных траекторий выведения рассматриваются основные режимы обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями. На основе параметров данных траекторий рассчитаны числа Рейнольдса и Маха, определены режимы обтекания ракет-носителей. Рассмотрено применение программного комплекса ANSYS FLUENT для моделирования обтекания ракеты-носителя на участке выведения.

Атмосфера, головной обтекатель, ракета-носитель, траектория, режимы обтекания.

В настоящее время одной из основных проблем, связанных с использованием ракетно-космической техники, является проблема увеличения массы и объёмов выводимых полезных грузов. В последние годы эта проблема весьма успешно решается благодаря применению надкалиберных головных обтекателей. В связи с этим появился новый актуальный класс задач, связанный с изучением изменений в режимах обтекания ракет-носителей с подобными обтекателями, и вытекающей отсюда необходимостью проведения исследования влияния повышенной надкалиберности головного обтекателя на трение, теплообмен и температурные режимы различных теплозащитных пакетов при движении по траектории выведения.

Сегодня на практике применяются в основном надкалиберные головные обтекатели (ГО) диаметром 3,7 м, причём они могут встречаться в нескольких модификациях в зависимости от длины ГО. Но в последние годы появился новый ГО диаметром 4,11 м, который предоставляет новые возможности по увеличению объёмов выводимых полезных грузов. Для стыковки надкалиберного ГО со ступенью обычно используются конические переходники в виде обратных конусов с различными углами полураствора. Обтекание таких

конфигураций до- и сверхзвуковыми потоками сопряжено с образованием развитых отрывных зон, которые приводят к существенному изменению характера течения и теплообмена, возникновению дополнительных скачков уплотнения и т.д.

В данной работе на примере нескольких проектных траекторий выведения исследуются основные режимы обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями диаметрами 3,7 и 4,11 м и применение программного комплекса ANSYS FLUENT для моделирования обтекания ракеты-носителя на участке выведения. Всего рассматривалось четыре пуска: два пуска с ГО диаметром 4,11 м и два пуска с ГО диаметром 3,7 м. Примеры траекторий выведения приведены на рис. 1 и 2.

На основе параметров данных траекторий (времени, скорости и высоты) и параметров стандартной атмосферы [1] были рассчитаны числа Рейнольдса и Маха, изменяющиеся по высоте по следующим формулам:

$$M = \frac{u}{a} \text{ и } Re = \frac{lu}{\nu}, \quad (1)$$

где u – скорость тела относительно среды, м/с; a – скорость звука, м/с; l – характерный размер тела, м; ν – кинематическая вязкость, м²/с.

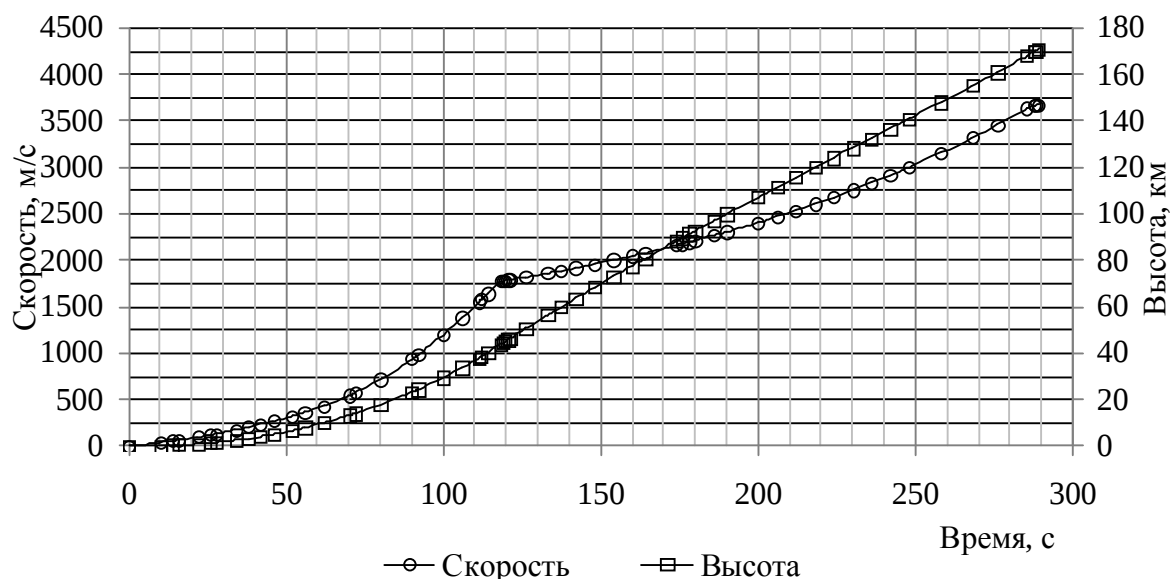


Рис. 1. Проектная траектория для пуска с надкалиберным головным обтекателем диаметром 4,11 м (до отделения ГО)

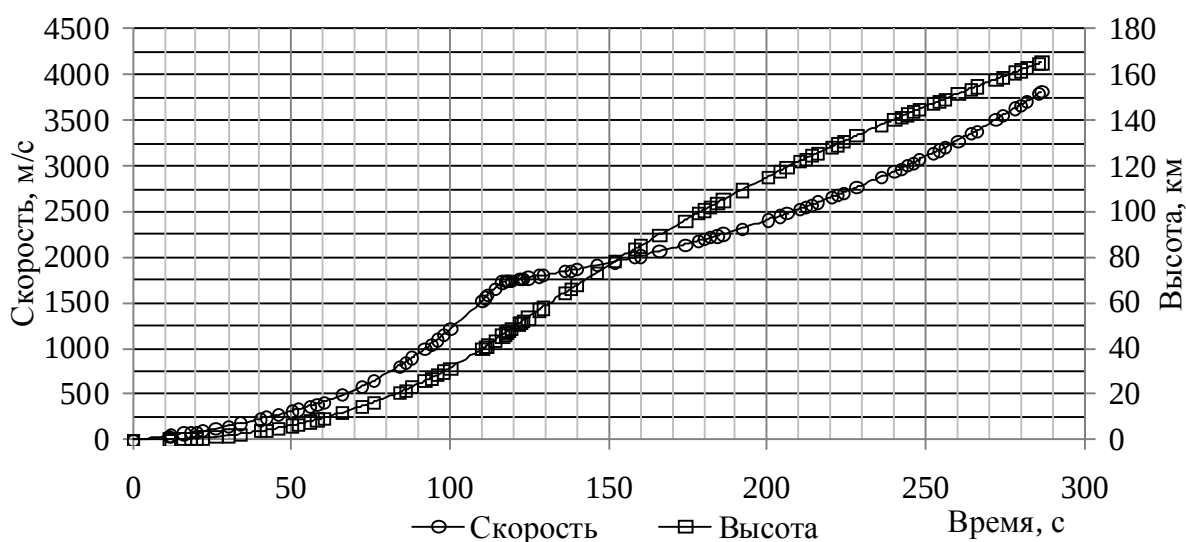
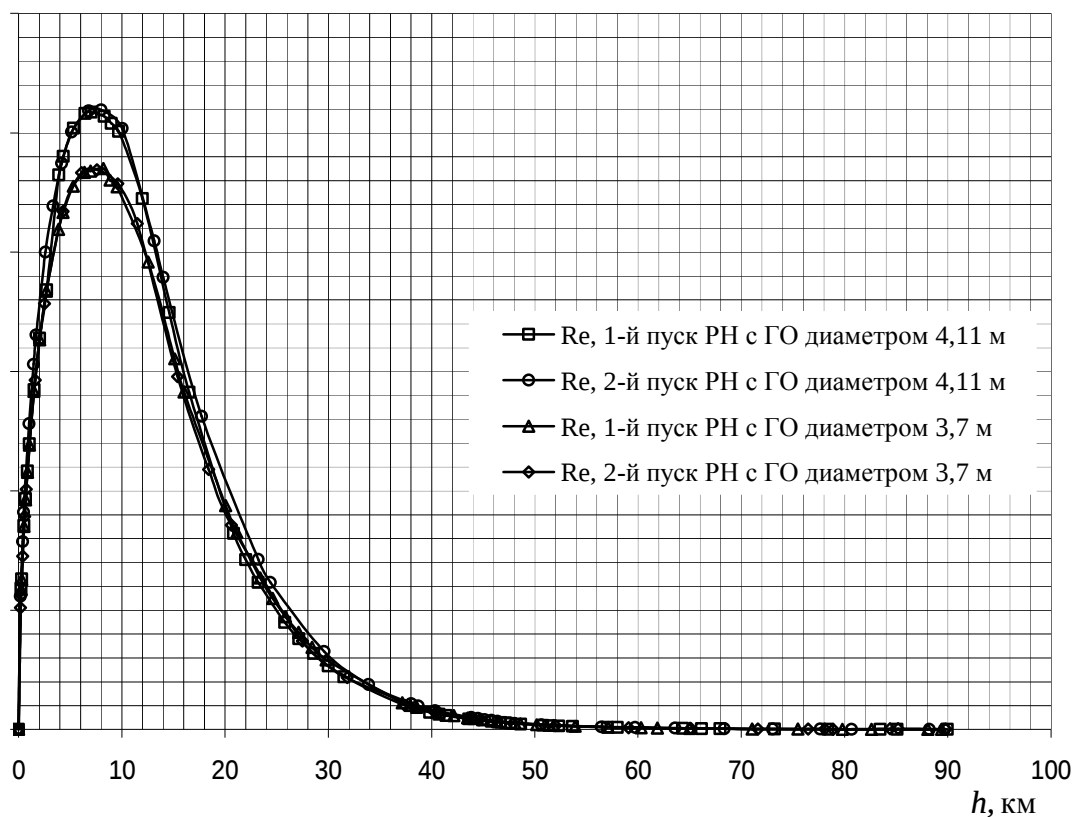
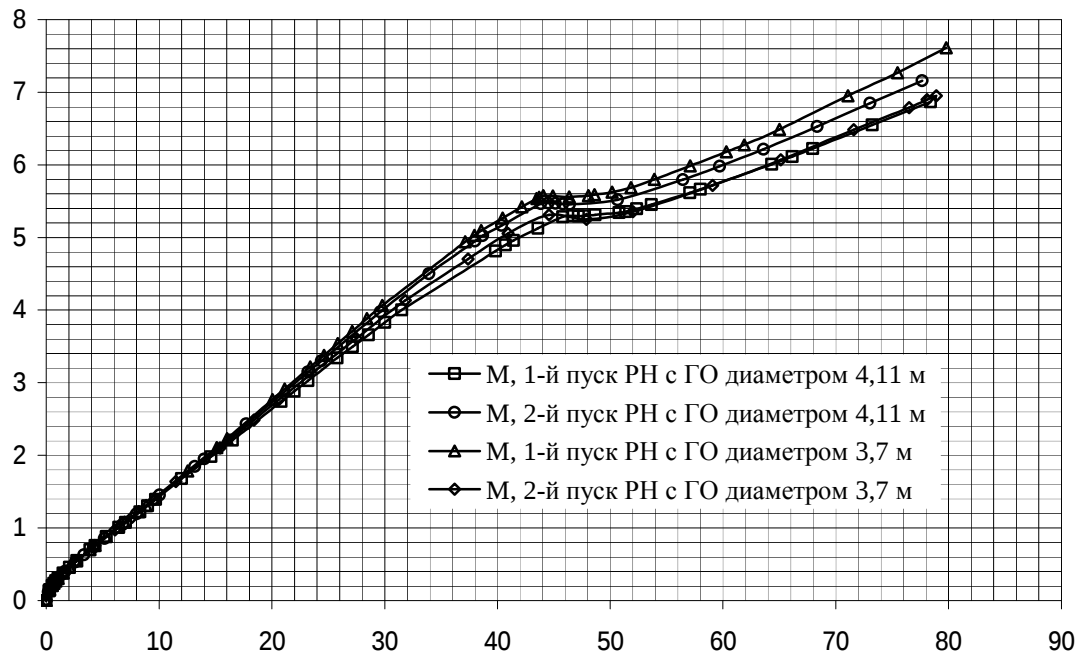


Рис. 2. Проектная траектория для пуска с надкалиберным головным обтекателем диаметром 3,7 м (до отделения ГО)

Следует отметить, что числа Рейнольдса определяются по данной формуле и параметрам стандартной атмосферы только до высоты 90 км. На больших высотах значение кинематической вязкости стремится к бесконечности и числа Рейнольдса будут значительно меньше единицы, поэтому влиянием этих параметров на больших высотах (больше 90 км) можно пренебречь. Кроме того, по результатам расчётов видно, что при достаточно

близких значениях траекторных параметров, обусловленных особенностями условий сброса, орбитой выведения и районами падения, главной характеристикой, влияющей на изменение числа Рейнольдса, является диаметр головного обтекателя. При этом числа Маха для ГО различных диаметров имеют незначительные отличия. Полученные результаты приведены на рис. 3 и 4.

Рис. 3. Изменение числа Рейнольдса в зависимости от высоты h Рис. 4. Изменение числа Маха в зависимости от высоты h

Используя полученные данные и воспользовавшись предложением Тзяна о разделении газовых течений на основные области по параметрам разрежения

(M/Re и $M/\sqrt{Re}$) [2], получаем, что на высоте около 50 км происходит переход от области обычной газовой динамики к области течения со скольжением (рис. 5).

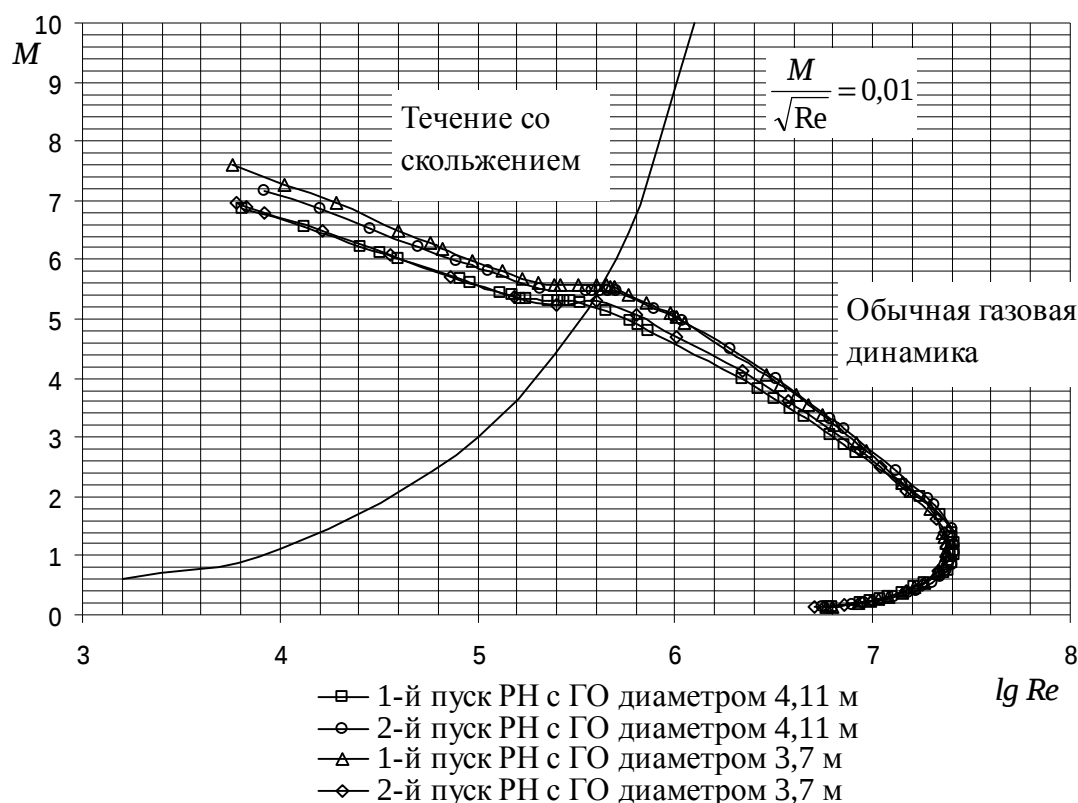


Рис. 5. Изменение числа Маха в зависимости от числа Рейнольдса

Таким образом, согласно данным траекторным параметрам и с учётом параметров разрежения (M/Re и $M/\sqrt{Re}$), всю расчетную область можно разделить на три основные зоны.

1. До высоты примерно 50 км наблюдается область обычной газодинамики. При этом в зависимости от изменения числа Рейнольдса (рис. 3) наблюдается смена режимов от ламинарного к переходному, а затем к турбулентному и обратно. Для анализа данных режимов можно использовать уравнения Навье-Стокса или уравнения пограничного слоя. В этом случае для исследования характеристик сопротивления трения и теплообмена около тел сложной формы, обтекаемых сверхзвуковым потоком вязкого и теплопроводного газа, при больших числах Рейнольдса используется модель пространственного пограничного слоя. В силу относительной простоты (задача параболического типа) для решения данных уравнений в настоящее время созданы эффективные как аналитические, так и численные методы расчёта, позволяющие также

учитывать особенности обтекания, связанные с неравновесным протеканием в потоке и на поверхности тела различных физико-химических процессов [3]. Кроме того, следует отметить, что современные программные комплексы, такие как ANSYS FLUENT, FlowVision, значительно упрощают решение задач подобного типа.

2. Начиная примерно с высоты 50 км, условия полёта соответствуют области течения со скольжением, причём наблюдается только ламинарный режим течения. При этом при определении параметров обтекания в этой области возникают некоторые трудности. Это связано с тем, что в области течения со скольжением имеются три параметра, каждый из которых существенен сам по себе, но которые связаны между собой, а именно: M , Re и $M/\sqrt{Re}$, характеризующие соответственно влияние сжимаемости, вязкости и разрежения. Кроме того, для выполнения условия течения со скольжением: $0,01 < M/\sqrt{Re} < 1$ необходимо либо очень большое число M , соизмеримое со значе-

нием $\sqrt{Re}$, либо число Re должно быть мало. В области течения со скольжением значения числа Re слишком малы для того, чтобы применить теорию пограничного слоя, а для использования приближения Стокса и Озеена, основанного на частичном или полном пренебрежении инерционными силами, значения числа Re велики. При уменьшении числа Re толщина пограничного слоя увеличивается. При этом будет играть существенную роль взаимодействие пограничного слоя с внешним потоком. Более того, параметр разрежения мал, и поэтому теория свободно-молекулярного потока также не может быть использована [2]. В этом случае кроме обычных выражений для теплового потока и напряжения трения в правой части уравнений Навье-Стокса или уравнений пограничного слоя добавляются члены более высокого порядка (нелинейные комбинации производных скоростей по координатам).

3. Следует отметить, что на больших высотах (примерно 120 – 130 км и выше) наблюдается область свободно-молекулярного течения. В этом случае длина свободного пробега молекул значительно больше характерного линейного размера тела и при расчете обтекания можно пользоваться методами кинетической теории газов. При этом в переходной области от течения со скольжением до

свободно-молекулярного потока происходят достаточно сложные явления. В этом случае одинаково важно как взаимодействие молекул друг с другом, так и соударение молекул с поверхностью тела, и поэтому необходимо учитывать взаимодействие отраженных молекул с молекулами набегающего потока. Условия свободно-молекулярного потока в окрестности обтекаемого тела можно получить и на малых высотах. При достаточно больших углах атаки плотность среды над верхней поверхностью в гиперзвуковом потоке может оказаться настолько малой, что можно получить подобные условия.

Соответственно, можно сделать вывод, что при моделировании обтекания ракеты-носителя с надкалиберным ГО необходимо учитывать особенности каждой из трёх вышеперечисленных областей. В частности, подобное численное моделирование можно проводить с использованием программного комплекса ANSYS FLUENT 13.0, предназначенного для решения уравнений Навье-Стокса методом конечных объемов.

Для проведения моделирования средствами пакета ICEM CFD 13.0 была построена трёхмерная блочно-структурированная сетка объёмом 1857050 расчётных ячеек под надкалиберный ГО и блок третьей ступени ракеты-носителя (рис. 6).

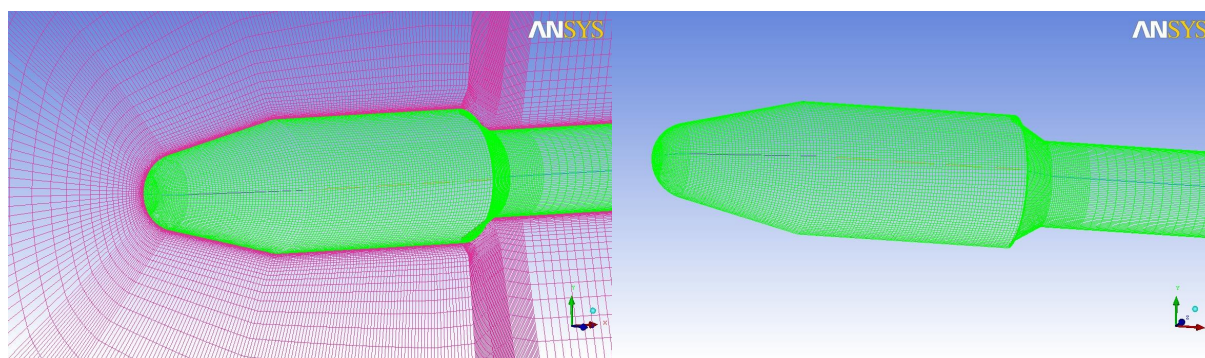


Рис. 6. Расчётная сетка под надкалиберный ГО и блок третьей ступени ракеты-носителя

Задача решалась в стационарной и нестационарной постановках, причём в стационарной постановке рассматривался турбулентный режим течения, а в нестационарной – ламинарный. В качестве мо-

дели турбулентности использовалась модель Спаларта-Аламарса. Результаты расчётов, в частности значения коэффициента давления и температуры, сравнивались с данными, полученными в ходе лётных

испытаний ракет-носителей. Примеры полученных результатов приведены на рис 7, 8. На рис. 7 приведено сравнение коэффициента давления c_p , полученного в результате решения стационарной задачи, с моделью турбулентности Спаларта-Аламарса, с данными лётных экспериментов. Данное изменение коэффициента давления рассчитано для режима трансзвуковой перестройки течения на поверхности ГО в районе числа $M \approx 1$. Необходимо отметить, что процесс перестройки течения наблюдается в той или иной мере на всей поверхности конструкции, но особо критичен с точки зрения нагрузок и прочности для ГО, под которым устанавливается полезная нагрузка. Трансзвуковая перестройка течения за угловыми кромками конструкции ГО обусловлена резким изменением структуры течения, в

процессе которого, при возрастании числа Маха, возникают области сверхзвукового течения. Возникновение скачка уплотнения за угловыми кромками ГО ведёт к отрыву пограничного слоя с поверхности тела и к возникновению пульсаций давления. Стадия трансзвуковой перестройки течения в совокупности с особенностью компоновочной схемы ракеты-носителя выражена неоднородностью распределения аэродинамических нагрузок по поверхности тела и в ряде случаев может привести к разрушению элементов конструкции ракеты-носителя.

В качестве примера результатов решения нестационарной задачи с ламинарным режимом течения на рис. 8 приведено изменение температуры по длине ГО в сравнении с данными лётных экспериментов.

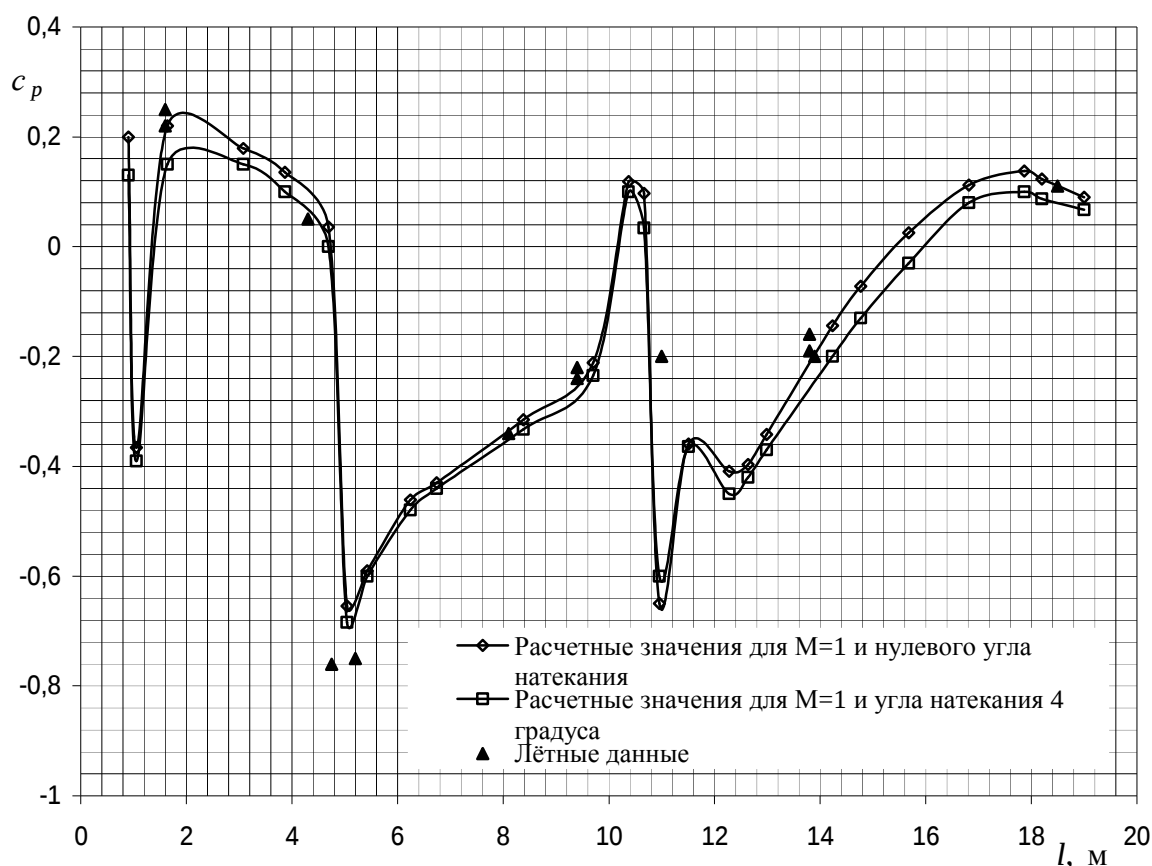


Рис. 7. Сравнение изменения коэффициента давления c_p , полученного в результате решения стационарной задачи с моделью турбулентности Спаларта-Аламарса, с данными лётных экспериментов

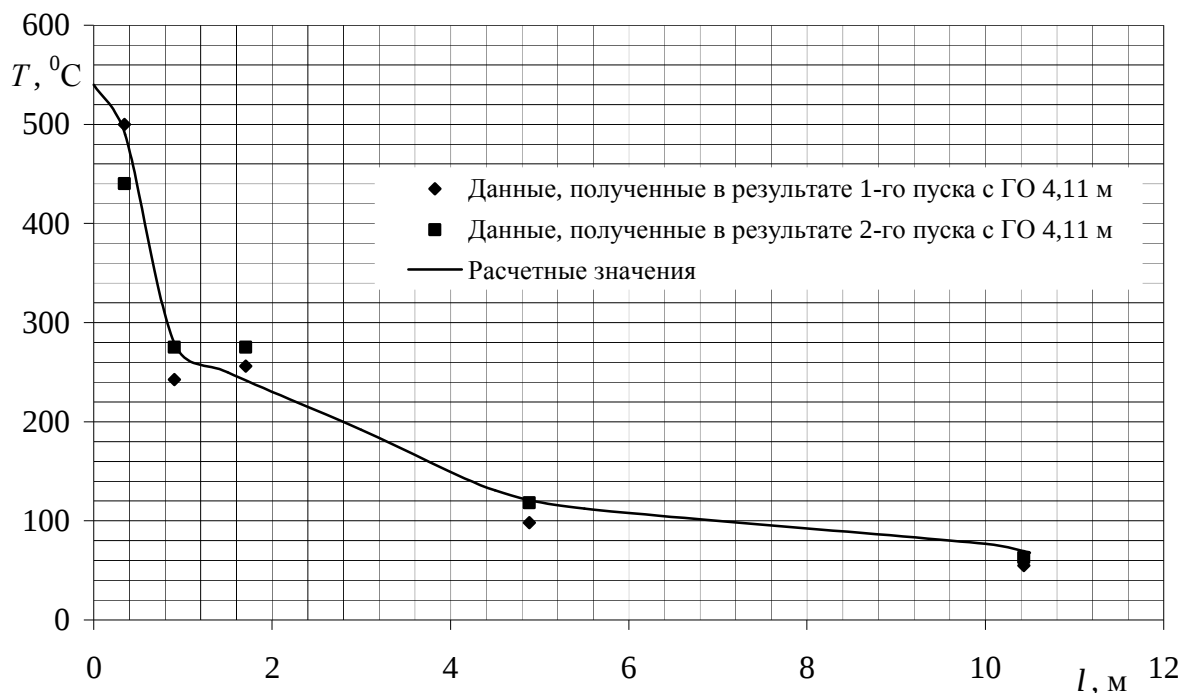


Рис. 8. Сравнение изменения расчётной температуры по длине ГО с лётными данными

Следует отметить, что полученные в результате расчетов значения температуры хорошо согласуются с данными лётных экспериментов, но только до высоты примерно в 90 – 100 км. На больших высотах наблюдаются значительные расхождения в полученных лётных и расчётных данных. Высоты более 100 км соответствуют области течения со скольжением и области свободно-молекулярного течения.

Таким образом, проведённые расчеты показали достаточно хорошую сходимость результатов численного моделирования с использованием программного комплекса ANSYS FLUENT с данными лётных экспериментов, особенно в условиях сплошной среды. Для больших высот, характерных для области течения со скольжением, наблюдаются расхождения между расчётными и лётными данными, что указывает на необходимость использования дополнительных программ с до-

работанными расчётными методиками для области течения со скольжением.

Данная работа проведена в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 годы.

Библиографический список

1. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Госстандарт, 1981. – 180 с.
2. Аржаников, Н. С. Аэродинамика больших скоростей [Текст] / Н. С. Аржаников, Г. С. Садекова. – М.: Высш. школа, 1965. – 560 с.
3. Пейгин, В. С. Трёхмерные задачи сверх- и гиперзвукового обтекания тел потоком вязкого газа [Текст] / В. С. Пейгин, Г. А. Тирский // Итоги науки и техн.: Мех. жидкости и газа. – М.: ВИНТИ, 1988. – Т. 22. – С. 62-177.

PECULIARITIES OF SOLVING THREE-DIMENSIONAL PROBLEMS OF FLOW ABOUT A LAUNCH VEHICLE WITH LARGE NOSE FAIRINGS USING THE ANSYS FLUENT SOFTWARE

© 2012 A. N. Kharitonova¹, V. G. Shakhov²

¹Samara Space Rocket Center “TsSKB-Progress”, Samara

²Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The basic modes of flow about a launch vehicle with large nose fairings are discussed, some actual trajectories taken as an example. The Reynolds and Mach numbers are calculated on the basis of the parameters of the given trajectories, the modes of flow about the launch vehicles are determined. The possibility of using the ANSYS FLUENT software for the simulation of the flow about a launch vehicle on the actual trajectory is dealt with.

Atmosphere, nose fairing, launch vehicle, trajectory, modes of flow.

Информация об авторах

Харитоновна Анна Николаевна, начальник группы, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС», г. Самара. E-mail: annqwer@mail.ru. Область научных интересов: механика жидкости и газа, исследования в области пространственного пограничного слоя.

Шахов Валентин Гаврилович, кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой аэрогидродинамики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: shakhov@ssau.ru. Область научных интересов: аэродинамика, механика жидкости и газа, исследования в области пограничного слоя.

Kharitonova Anna Nikolayevna, head of group, Samara Space Rocket Center “TsSKB-Progress”, Samara. E-mail: annqwer@mail.ru. Area of research: mechanics of fluids, research in the area of a three-dimensional boundary layer.

Shakhov Valentin Gavrilovich, candidate of technical science, professor, head of the department of aerohydrodynamics, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: shakhov@ssau.ru. Area of research: aerodynamics, mechanics of fluids, research in the area of a boundary layer.

УДК 629.78

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ЗАДАННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БАТАРЕИ СОЛНЕЧНОЙ НА ЭТАПАХ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И НАЗЕМНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

© 2012 Ю. П. Шупляк, В. И. Сороколетов

ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Рассматривается одно из направлений повышения качества батареи солнечной для космического аппарата типа «Бион-М», связанное с экспериментальным подтверждением заданных характеристик на этапах её изготовления и наземной эксплуатации. Приводится состав панели батареи солнечной и стенда раскрытия и описывается их совместное функционирование при раскрытии панелей. Перечисляются направления оптимизации наземной экспериментальной отработки системы «Батарея солнечная + Стенд раскрытия».

Батарея солнечная, жизненный цикл существования, критичный элемент, качество, контроль качества, панель батареи солнечной, стенд раскрытия, наземная экспериментальная отработка, система инженерного анализа конструкции.

Введение

Настоящая работа относится к проблематике наземной эксплуатации батареи солнечной (БС) и посвящена повышению качества БС для космического аппарата (КА) типа «Бион-М» на этапе наземной эксплуатации. БС разрабатывается в соответствии с техническим заданием (ТЗ) и представляет собой составную часть КА, которая на различных этапах своего жизненного цикла существования (ЖЦС) предназначена для реализации множества целей и задач в составе КА.

Вместе с тем основной задачей БС в составе КА является её способность функционировать в космическом пространстве с целью обеспечения электроэнергией бортовой аппаратуры КА во время его штатного функционирования на орбите. Именно в способности являться бесперебойным источником электроэнергии, удовлетворяющим многочисленным запросам потребителей этой электроэнергии в составе КА, и заключается главное качество БС.

Как основной источник электропитания в составе КА, БС является критичным элементом, что влечёт за собой организацию контроля её качества на всех этапах ЖЦС. Любая задача, связанная с

повышением качества БС, становится актуальной.

Не вызывает сомнений тот факт, что изготовление опытных образцов и наземная экспериментальная отработка (НЭО) узлов, агрегатов КА и его составных частей (в том числе – БС) является одним из важнейших этапов ЖЦС КА, а также основным элементом системы разработки и гарантирования качества КА.

НЭО и проверки бортовых систем КА и входящего в его состав наземного оборудования должны обеспечивать их максимальный объём с целью подтверждения заданных характеристик в условиях, приближённых к штатным условиям эксплуатации с необходимыми запасами. В этом случае испытания и проверки, проводимые при НЭО, будут давать уверенность в том, что при штатной эксплуатации заданное качество будет обеспечено.

Характеристика БС

Рассматривается задача повышения качества БС за счёт экспериментального подтверждения заданных технических характеристик БС при помощи специального стенда раскрытия панелей БС (стенда раскрытия).

БС состоит из двух панелей БС1 и БС2, устанавливаемых на КА по двум противоположным плоскостям стабилизации. Конструктивно панели БС1 и БС2 представляют зеркальное отражение друг друга. Далее по тексту там, где это не вносит разночтения, будет использоваться выражение «панель БС». Там, где разговор ведётся о конструкции панели БС, будет рассматриваться конструкция панелей БС1.

Состав панели БС и ответных элементов крепления на корпусе КА показан на рис. 1 (панель БС условно показана в раскрытом виде и обведена рамкой «Панель БС»). Прочие составные части панели БС, в том числе: узлы фиксации к борту КА, пиножи, стяжки, стяжные ленты, защёлки, датчики контактные на рисунке условно не показаны ввиду малых размеров, но там, где это необходимо, упоминаются в тексте. Створки панели БС предназначены для закрепления на них токогенерирующей части БС – батареи фотоэлектрической. Узлы фиксации предназначены для крепления панели БС к опорам КА. Кронштейн установочный предназначен для крепления панели БС на кронштейне опорном. Шарниры, торсионы, пиножи, стяжки, стяжные ленты, защёлки предназначены для расфиксации, раскрытия и приведения створок панели БС в рабочее положение. Узел вращения панели предназначен для отвода панели от КА в раскрытое (рабочее) положение. Датчики контактные предназначены для телеметрического контроля раскрытия и отвода панели БС.

В исходном состоянии панели БС установлены на КА в сложенном положении (уложены в пакет). После срабатывания пиножей створки и рама раскрываются и фиксируются защёлками. Разворот

рамы относительно корпуса КА осуществляется двумя пружинами вращения, установленными в узле вращения панели. Разворот концевой створки относительно корневой и корневой створки относительно рамы осуществляется торсионами. Под действием торсионов створки БС поворачиваются и освобождаются от стяжек. Стяжки откидываются и фиксируются. Связь с корпусом КА разрывается и пружины узла вращения отводят панель БС в рабочее положение (происходит одновременное раскрытие рамы и створок).

К числу основных технических характеристик БС, экспериментально подтверждаемых на этапах изготовления и наземной эксплуатации в эксплуатирующей организации (ЭО), относятся:

- возможность раскрытия БС;
- время раскрытия панели БС;
- назначенный ресурс работы конструкции БС, подтверждаемый при конструкторско-доводочных испытаниях (КДИ) БС;
- вероятность безотказной работы конструкции БС (при КДИ);
- энергетические характеристики фотоэлектрических преобразователей (ФП) БС;
- другие характеристики.

Для экспериментального подтверждения данных характеристик на заводе-изготовителе (ЗИ) и при подготовке в эксплуатирующей организации (ЭО) к штатной эксплуатации БС должно быть предусмотрено проведение следующих видов испытаний:

- испытание БС на функционирование (раскрытие панелей БС);
- контроль целостности ФП с их заменой при необходимости;
- засветка ФП.

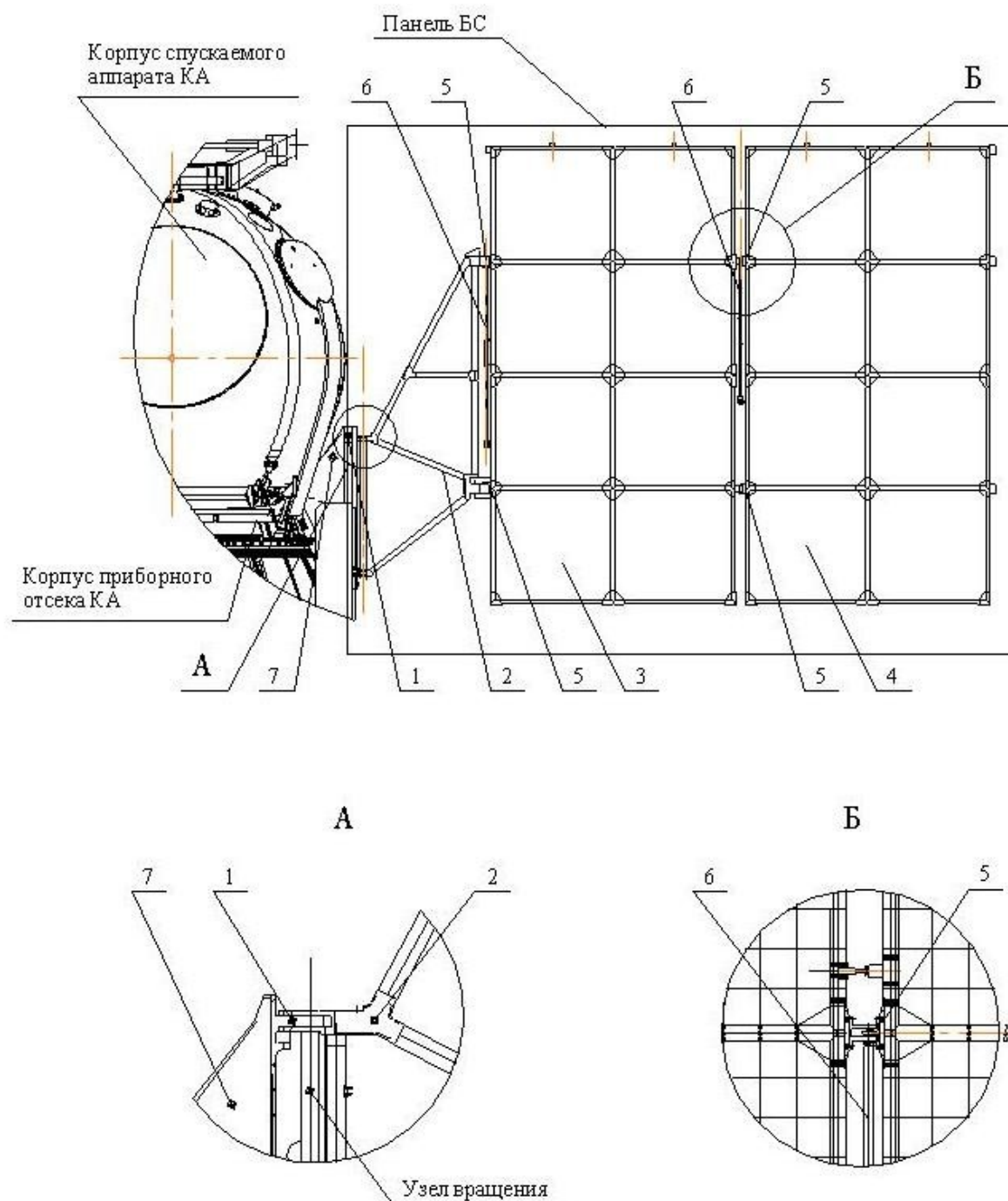


Рис. 1. Состав панели БС и ответных элементов крепления БС на корпусе КА:
 1 – кронштейн установочный с узлом вращения, 2 – рама, 3 – створка корневая, 4 – створка концевая,
 5 – шарниры (4 шт.), 6 – торсионы (2 шт.), 7 – кронштейн опорный

Характеристика стенда раскрытия

Экспериментальное подтверждение характеристик БС сопряжено с разрешением следующего противоречия: с одной стороны, конструкция БС разрабатывается

из условий её одноразового штатного использования по назначению в условиях невесомости; с другой стороны, при проведении НЭО конструкция БС должна выдерживать многократные механические нагрузки, вызываемые воздействием силы

тяжести и преодолением воздействия силы тяжести.

Так, в процессе НЭО панели БС некоторые конструктивные элементы БС (например, пружины вращения, торсионы, обеспечивающие требуемые усилия для раскрытия, а также шарниры, защёлки и ФП) испытывают нагрузки, вызываемые дополнительным действием силы тяжести, которые превышают нагрузки при их штатной эксплуатации.

Фактор превышения нагрузок при проведении НЭО даёт право отнести эти элементы к числу критичных элементов в составе панели БС, что также влечёт за собой необходимость организации контроля их качества на всех этапах ЖЦС БС.

Одним из элементов контроля качества данных критичных элементов на этапе изготовления и наземной эксплуатации БС является введение в ТЗ требования о проведении испытаний БС на специальном стенде раскрытия, который должен обеспечивать условия, при которых становится возможным провести их раскрытие и экспериментально подтвердить заданные характеристики на ЗИ и в ЭО.

В общем случае с помощью стенда должны обеспечиваться условия, максимально приближенные к реальным условиям использования БС по назначению:

- условия искусственной невесомости для критичных узлов и систем БС при их автономной наземной проверке на функционирование;
- проведение динамических операций по раскрытию БС;
- механическая целостность БС при её совместном со стендом функционировании.

В процессе раскрытия панели БС на стенде раскрытия её критичные элементы (помимо влияния нагрузок, вызываемых действием силы тяжести) испытывают

дополнительное инерционное сопротивление массы присоединённой к панели БС системы обезвешивания стенда и дополнительных сил сопротивления, обусловленных невозможностью обеспечить полное совпадение степеней свободы панели БС и стенда раскрытия как механизмов, объединённых в единую систему.

Поэтому в ТЗ специально оговаривается перечень характеристик, которые должны обеспечиваться элементами стенда раскрытия с точки зрения внутренней структуры самого стенда.

Так, в соответствии с ТЗ на разработку БС, стенд раскрытия должен обеспечивать такие характеристики, как:

- момент сопротивления в шарнирах системы обезвешивания (должен быть не более ...);
- масса системы обезвешивания (должна быть не более ...);
- сила, обезвешивающая БС (должна быть не более ...);
- суммарная масса демпфирующих устройств (должна быть не более ...);
- несоосность осей вращения подвижных подкосов системы обезвешивания относительно осей вращения створок БС (должна быть не более ...);
- другие характеристики.

Будучи объединёнными между собой, панель БС и стенд раскрытия образуют единую систему более высокого уровня иерархии, которая приобретает новое качество – способность обеспечить раскрытие БС и экспериментально подтвердить заданные в проектной и конструкторской документации характеристики.

Стенд раскрытия как составная часть космического аппарата разрабатывается по отдельному частному ТЗ (ЧТЗ).

Общий вид и состав стенда показан на рис. 2.

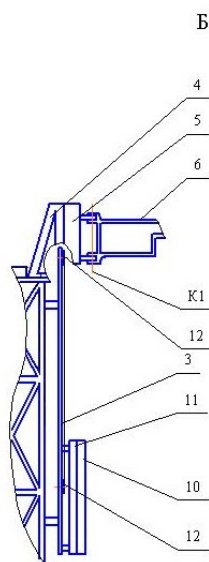
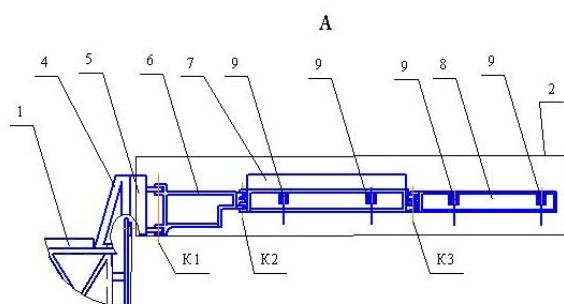
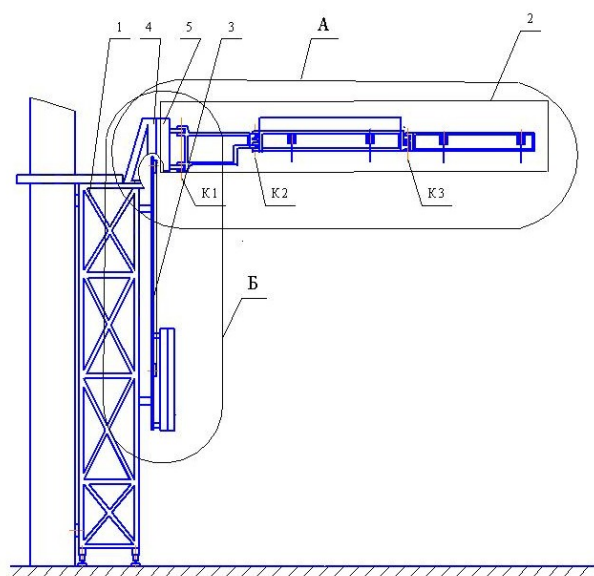


Рис. 2. Общий вид и состав стенда раскрытия:

1 – ферма переходная, 2 – система обезвешивания, 3 – имитатор посадочных мест, 4 – кронштейн подвижной фермы перекидной, 5 – кронштейн системы обезвешивания, 6 – подвижный подкос I, 7 – подвижный подкос II, 8 – подвижный подкос III, 9 – демпфирующее устройство (4 шт.), 10 – кронштейн стыковочный, 11 – кронштейн поворотный, 12 – узлы фиксации стенда (6 шт.)

Примечание. На рис. 2 не показано вспомогательное оборудование для обеспечения засветки ФП, которое также входит в состав стенда, но в настоящей работе не рассматривается. Кроме того, на рис. 2 условно не показаны: механический фиксатор, средства контроля соосности и другие элементы, но там, где это необходимо, они упоминаются в тексте.

Ферма переходная предназначена для выполнения следующих работ:

- крепления стенда к колонне сооружения;
- установки на ферму системы обезвешивания;
- установки на ферму имитатора посадочных мест панели БС.

Система обезвешивания предназначена для выполнения следующих работ:

- крепление к ней панели БС в сложенном положении;
- обезвешивание панели БС с заданной точностью в процессе её раскрытия.

Примечание. Здесь и далее по тексту под обезвешиванием понимается имитация условий невесомости для панелей БС, которая в условиях действия сил земного притяжения обеспечивается с помощью системы подвижных подкосов и пружинных механизмов демпфирующих устройств.

Имитатор посадочных мест предназначен для выполнения следующих работ:

- выставки стыковочной плоскости имитатора в вертикальное положение с заданной точностью;
- крепления к имитатору панели БС в сложенном положении по посадочным местам;
- удерживание панели БС в сложенном положении при помощи стопорных элементов после расфиксации штатных узлов фиксации БС.

Имитатор посадочных мест может поворачиваться в стыковочной плоскости имитатора относительно собственной вертикальной оси на 180° .

Кронштейн подвижный фермы переходной (кронштейн фермы) предназначен:

- для крепления к стенду системы обезвешивания;

- для обеспечения двух положений системы обезвешивания относительно имитатора посадочных мест: «положения при хранении» и «рабочего положения».

Кронштейн системы обезвешивания предназначен для крепления к кронштейну фермы, с одной стороны, и для крепления к нему подвижных подкосов, с другой стороны.

Подвижный подкос I предназначен для обеспечения кинематики рамы панели БС, а подвижные подкосы II и III предназначены для обеспечения кинематики корневой и концевой створок панели БС соответственно.

На подвижных подкосах II и III установлены по два демпфирующих устройства, которые должны обеспечивать заданные условия обезвешивания панели БС. В состав демпфирующих устройств входят стыковочные элементы для крепления к панели БС.

Подкосы имеют шарниры с осями вращения:

- K1 – ось вращения подвижного подкоса I относительно кронштейна фермы;

- K2 – ось вращения подвижного подкоса II относительно подвижного подкоса I;

- K3 – ось вращения подвижного подкоса III относительно подвижного подкоса II.

Шарниры подкосов имеют элементы регулирования осей вращения K1, K2 и K3, обеспечивающие возможность:

- выставки их в вертикальное положение;
- перемещения их в горизонтальной плоскости в заданном диапазоне размеров.

Кронштейн стыковочный имеет стыковочную поверхность, которая по своим характеристикам аналогична стыковочной поверхности кронштейна опорного КА, и предназначен для установки на него кронштейна установочного панели БС1.

Кронштейн поворотный предназначен для поворота кронштейна стыковочного на 180^0 при проведении работ с панелью БС2.

Узлы фиксации стенда предназначены для установки и крепления на них узлов фиксации панели БС. По своим характеристикам стыковочные поверхности узлов фиксации аналогичны стыковочным поверхностям ответных узлов фиксации панели, расположенных на КА.

Для работ с конкретной панелью БС используются четыре узла фиксации. Соответствующая комбинация узлов фиксации определяется соответствующей панелью (БС1 или БС2), с которой проводятся работы по раскрытию.

Совместное функционирование панели БС и стенда раскрытия

В исходном положении кронштейн фермы с установленной на нём системой обезвешивания находится в «положении при хранении». Имитатор посадочных мест выставлен в положении для работ с соответствующей панелью БС (прямое – для работ с панелью БС1 и развёрнутое на 180^0 – для работ с панелью БС2). Комплектация узлов фиксации стенда, а также положение кронштейна стыковочного соответствуют панели БС, с которой проводятся работы по раскрытию. Стыковочная плоскость имитатора выставлена в вертикальное положение.

При подготовке панели БС к раскрытию в стенде раскрытия работы выполняются в следующей последовательности.

Панель БС в сложенном положении подводится к имитатору посадочных мест (средства транспортирования панелей БС в настоящей работе не рассматриваются) и устанавливается на кронштейн поворотный.

Далее проводится контроль совмещения узлов фиксации панели с узлами фиксации стенда, их взаимная стыковка друг с другом и механическое поджатие панели к имитатору посадочных мест.

После этого кронштейн фермы с установленной на нём системой обезвешивания устанавливается над панелью БС в положении, при котором оси вращения К1, К2 и К3 находятся в вертикальном положении и соосны осям вращения узла вращения панели и обеих створок панели БС.

Далее проводится крепление демпфирующих элементов к створкам панели с соблюдением условий вертикальности тросиков, обеспечивающих связь пружинных механизмов демпфирующих устройств со створками БС. Затем при помощи пружинных механизмов демпфирующих устройств обеспечиваются заданные усилия обезвешивания панели БС.

При соблюдении перечисленных условий считается, что стенд обеспечивает заданные условия для защиты критичных элементов панели БС от действия нерасчётных нагрузок.

Панель БС готова к проведению работ по её раскрытию.

Перед раскрытием створок панели БС в стенде раскрытия проводится частичный демонтаж штатных узлов фиксации панели, после чего её удержание в сложенном положении обеспечивается только за счёт механического фиксатора стенда.

Для раскрытия панели БС достаточно снять стопор механического фиксатора, и под действием пружин кручения, установленных в узле вращения панели, рама начнёт разворачиваться относительно имитатора посадочных мест, а разворот створки концевой относительно корневой и корневой створки относительно рамы совместно с системой обезвешивания стенда обеспечивается под действием тросионов.

В раскрытом положении створки и рама фиксируются защёлками, а также фиксируются своими защёлками и подкосы.

Общий вид стенда раскрытия с панелью БС в раскрытом положении показан на рис. 3.

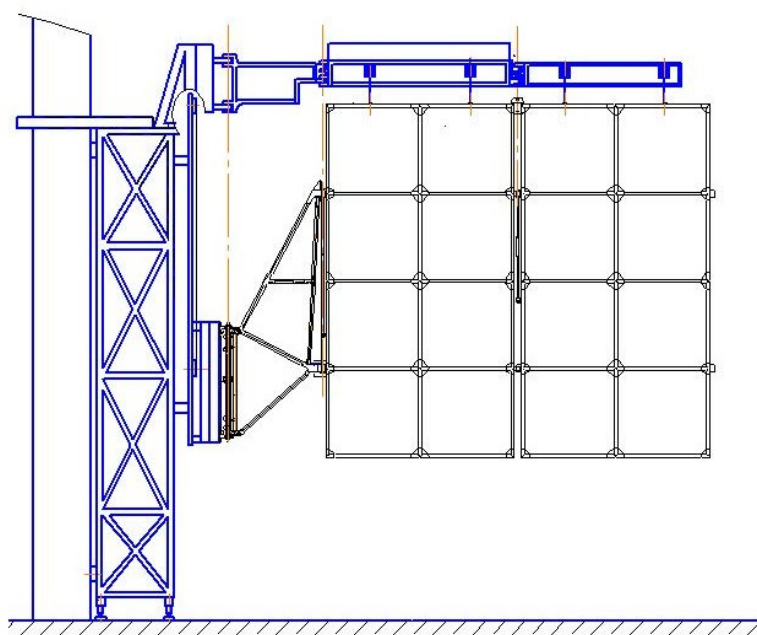


Рис. 3. Общий вид стенда раскрытия с панелью БС1 в раскрытом положении

При проведении раскрытия панели контролируется время раскрытия панели, которое замеряется визуально по времени от момента снятия стопора до момента срабатывания защёлки.

Примечание. Раскрытие панели в стенде проводится без срабатывания пирострел и поэтому датчики в процессе раскрытия не используются.

Направления оптимизации НЭО

Введение стенда раскрытия в состав космического комплекса ведёт к увеличению стоимости работ по созданию КА за счёт затрат на проектирование, изготовление и на проведение НЭО стенда раскрытия, работ по их оптимизации.

Работы по оптимизации затрат проводились по следующим направлениям: универсальность; максимальное совмещение функций; сокращение используемых площадей; совмещение видов испытаний; использование средств систем автоматизированного проектирования.

Как уже было отмечено, конструктивно панели БС1 и БС2 представляют зеркальное отражение друг друга, поэтому

направления раскрытия и стороны засветки ФП у них противоположны.

Чтобы обеспечить раскрытие панелей БС и их засветку, необходимо наличие в составе стенда двух индивидуальных комплектов имитатора посадочных мест и системы обезвешивания под каждую панель.

При этом операция по засветке панелей БС1 и БС2 должна выполняться с разных сторон стенда, что требует больших площадей под рабочее место для засветки, а это не всегда возможно достичь в условиях ЗИ и ЭО.

В результате проведённых работ получены следующие результаты.

На этапе разработки ТЗ на БС и ЧТЗ на разработку стенда раскрытия были проработаны различные варианты стенда, опирающиеся на существующие аналоги стендов раскрытия, обеспечивающих подобные схемы раскрытия панелей БС на ЗИ и в ЭО.

Все аналоги стендов раскрытия имеют в своём составе такой элемент, как «стол», который обладает большими габаритами (приблизительно (8000×8000) мм) и отличается высокими требованиями к поверхности, по которой (в процессе

раскрытия панелей БС) перемещаются на роликах подпружиненные опоры, обеспечивающие обезвешивание панелей БС.

Именно из-за наличия в своём составе стола каждый подобный аналог стенда раскрытия изготавливался в двух экземплярах - для ЗИ и ЭО.

Поэтому при разработке ТЗ в концепцию стенда раскрытия положена идея раскрытия панелей БС по схеме обезвешивания, исключающей наличие стола.

В окончательном виде данная концепция нашла своё отражение в ТЗ на БС и ЧТЗ на разработку стенда. Стенд раскрытия создаётся как единая универсальная структурная единица многократного применения, предназначенная для проведения всего комплекса работ по экспериментальному подтверждению характеристик штатных БС на ЗИ и в ЭО, а также опытного образца БС, изготовленного для проведения КДИ БС.

В составе стенда раскрытия отсутствует стол, а обезвешивание панелей БС обеспечивается за счёт системы обезвешивания, которая состоит из подвижных подкосов, по своему профилю повторяющих контуры панелей БС и обеспечивающих их обезвешивание в процессе раскрытия.

На этапе разработки КД стенд раскрытия представляет собой универсальную структурную единицу, которая может быть задействована как в производственном цикле изготовления на ЗИ штатной БС и технологического макета БС, выполненного для КДИ. В то же время он может быть разобран и отправлен вместе с БС в ЭО, где его можно смонтировать вновь и использовать при проведении наземной эксплуатации штатной БС. После завершения наземной эксплуатации штатной БС стенд раскрытия должен быть снова разобран и транспортирован обратно на ЗИ для проведения следующего цикла работ с новым комплектом штатных БС.

В результате проработки конструкторской документации на БС было выявлено, что если панель БС2 пристыковывать к стенду в развёрнутом на 180° отно-

сительно её штатного положения на КА положении, то становится возможным:

- совместить функции по обезвешиванию и раскрытию панелей БС1 и БС2 в рамках одной системы обезвешивания;
- обеспечить проведение засветки панелей БС1 и БС2 с одной стороны и уменьшить вдвое площадь, занимаемую осветительной аппаратурой при засветке.

В результате в КД на панель БС2 и имитатор посадочных мест стенда были введены требования по их развороту на 180° при проведении работ с панелью БС2.

При проработке вопроса возможности совмещения различных видов испытаний для стенда раскрытия было принято во внимание, что в соответствии с требованиями [1] для стенда раскрытия предусмотрен следующий порядок проведения НЭО:

- заводские испытания, проводимые силами и средствами ЗИ стенда раскрытия;
- автономные испытания стенда на месте эксплуатации;
- комплексные испытания стенда с технологическим макетом БС.

Согласно [1] комплексные испытания стенда раскрытия проводятся с целью определения его работоспособности и готовности к проведению работ со штатными образцами БС.

Задачами комплексных испытаний являются проверки:

- комплектности стенда;
- работоспособности стенда и соответствия технических характеристик и границ работоспособности стенда требованиям ТЗ и КД при проведении штатных технологических операций с технологическим макетом БС;
- метрологического обеспечения испытаний и оценки надёжности стенда;
- другие задачи.

Точно такие же задачи решаются и при КДИ БС, для проведения которых изготавливается технологический экземпляр

БС, по всем характеристикам соответствующий технологическому макету БС.

Таким образом, становится возможным совместить проведение комплексных испытаний стенда раскрытия с технологическим макетом с проведением КДИ БС.

Выводы

1. Стенд раскрытия панелей БС, концепция которого на этапе разработки КД представлена в статье, обеспечивает качественное изготовление БС на ЗИ и её надёжную наземную эксплуатацию в условиях ЭО.

2. Конструкция стенда раскрытия панелей БС, изготовленного в соответствии с разработанной КД, обеспечивает экспериментальное подтверждение всех заданных характеристик батареи солнечной.

Библиографический список

1. ГОСТ Р 51143-98. Комплексы стартовые и технические ракетно-космических комплексов. Общие требования к испытаниям и приёмке. – М., ГОССТАНДАРТ РОССИИ, 1998.

EXPERIMENTAL VERIFICATION OF THE SPECIFIED CHARACTERISTICS OF A SOLAR BATTERY AT THE STAGES OF PRODUCTION AND GROUND OPERATION

© 2012 Yu. P. Shuplyak, V. I. Sorokoletov

State Research and Production Space-Rocket Center “TsSKB-Progress”, Samara

The paper deals with one of the directions of upgrading the quality of a solar battery for a space vehicle of the “Bion-M” type connected with the experimental verification of the specified characteristics at the stages of its production and ground operation. The structure of the solar battery panel and the deployment mechanism are presented. Their joint operation during the opening of the panels is described. The directions of ground experimental optimization of the system “Solar battery+ Deployment mechanism” are listed.

Solar battery, life cycle, critical element, quality, quality control, solar battery panel, deployment mechanism, ground experimental optimization, system of engineering analysis of the structure.

Информация об авторах

Шупляк Юрий Петрович, ведущий инженер-конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Область научных интересов: инженерный анализ механического взаимодействия составных частей космических комплексов.

Сороколетов Владимир Иванович, заместитель начальника отдела, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Область научных интересов: инженерный анализ механического взаимодействия составных частей космических комплексов.

Shuplyak Yury Petrovich, leading design engineer, State Research and Production Space-Rocket Center “TsSKB-Progress”. Area of research: engineering analysis of mechanical interaction between components of space systems.

Sorokoletov Vladimir Ivanovich, deputy head of department, State Research and Production Space-Rocket Center “TsSKB-Progress”. Area of research: engineering analysis of mechanical interaction between components of space systems.

УДК 620.162.4+621.6

ИСПЫТАНИЯ НА РЕСУРС ЭЛЕМЕНТОВ ТРУБОПРОВОДА© 2012 О. М. Болтенкова¹, О. Ю. Давыдов¹, В. Г. Егоров²¹ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный университет
инженерных технологий»²ОАО «Научно-исследовательский институт автоматизированных средств
производства и контроля»

Проведены ресурсные испытания пульсирующим внутренним давлением элементов трубопровода типа «крутоизогнутый патрубок». В ходе испытаний было установлено, что патрубки, формообразованные гибкой проталкиванием через фильеру с внутренним давлением наполнителя, и патрубки, полученные гибкой раздачей эластичной средой, имеют циклическую долговечность, превышающую ресурс планера летательного аппарата.

Испытания на ресурс, трубчатые детали, долговечность, пульсирующее давление.

Трубопроводные системы являются жизненно важным элементом в конструкции современных летательных аппаратов, и поэтому к ним предъявляются особые требования по обеспечению ресурса и надёжности.

Как показали предварительные испытания, ресурс трубопровода можно увеличить в 1,5-2 раза и приблизить к ресурсу планера при использовании крутоизогнутых, ступенчатых патрубков и тройников, формообразованных гидромеханической штамповкой из цельнотянутых или прямошовных трубных заготовок и собранных в трассу с применением автоматической сварки, взамен элементов, изготавливаемых из полупатрубков с применением ручной сварки.

Трубопроводы воздушных систем, топливной системы подвергаются при работе следующим нагрузкам: переменное (пульсирующее) внутреннее давление; вибрационные нагрузки частотой до 200 Гц; изгибные, монтажные и температурные нагрузки. Весь спектр нагрузок при единовременных ресурсных испытаниях воспроизвести чрезвычайно сложно. Поэтому проводились ресурсные испытания трубных узлов отдельными видами нагружений.

Ресурсные испытания проводились пульсирующим внутренним давлением.

Сравнивался ресурс крутоизогнутых патрубков, изготовленных штамповкой полупатрубков с последующей их ручной сваркой [1]; крутоизогнутых патрубков, формообразованных гибкой проталкиванием через фильеру с внутренним давлением наполнителя [2]; крутоизогнутых патрубков, полученных гибкой раздачей эластичной средой [3]. Все испытываемые образцы были изготовлены из сплава ВТ1-0, имели диаметр 80 мм и толщину стенки 0,8 мм.

Для проведения экспериментов были созданы специальные стенды для испытания пульсирующим внутренним давлением.

Изготовление натуральных узлов трубопровода для сравнительных ресурсных испытаний с формообразованными элементами типа «крутоизогнутый патрубок» потребовало проведения комплекса работ по калибровке, торцовке и автоматической сварке продольных и кольцевых стыков элементов.

Перед испытаниями натурные узлы трубопровода из сплава ВТ1-0 отжигались в следующем режиме: нагрев в печи до 550 °С, выдержка 1 час.

Схема испытаний и закрепления натуральных узлов трубопровода представлена на рис. 1.

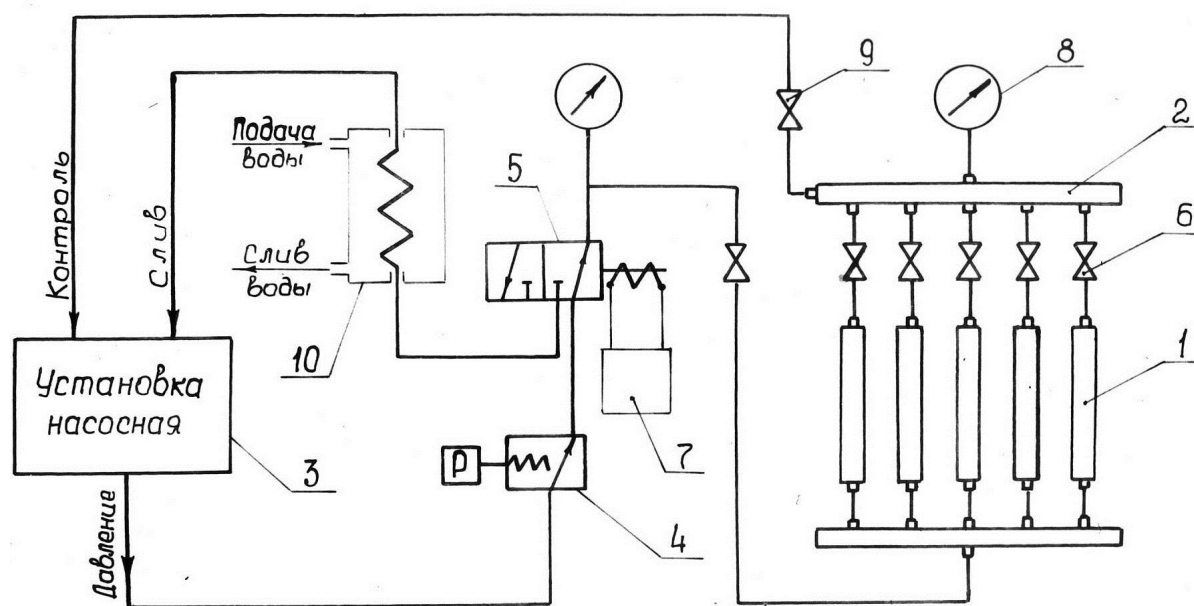


Рис. 1. Схема испытаний и закрепления трубчатых деталей

Испытываемые трубчатые детали 1 закреплялись жёстко в ложементах стенда в вертикальном положении и подключались через уплотнительные соединения к трубным гребёнкам стенда 2. Рабочее давление при испытании подавалось от насосной станции 3 через клапан регулирования давления 4 и электрогидравлический клапан 5, обеспечивающий пульсацию рабочего давления, через запорные краны 6 в испытываемые трубчатые детали 1. Управление электрогидравлическим клапаном 5 осуществлялось автоматом пульсирующих нагрузок 7, который регулирует продолжительность выдержки труб под рабочим давлением и без него. Контроль рабочего давления осуществлялся двумя манометрами 8. Спуск воздуха из гидравлической системы стенда и испытываемых трубчатых деталей после их заполнения маслом перед началом испытаний производился через запорный кран 9. Охлаждение рабочей жидкости производилось радиатором с водяным охлаждением 10.

Испытания натурных узлов проводились при нормальной температуре окружающей среды $t_{\text{окр}} = (25 \pm 10)^{\circ}\text{C}$ и при нормальной температуре рабочей жидко-

сти $t_{\text{окр}} = (35 \pm 10)^{\circ}\text{C}$, которая поддерживается в заданном диапазоне за счёт радиатора водяного охлаждения.

Сравнительные испытания производились ускоренным методом за счёт повышения частоты нагружения и увеличения уровня испытательных нагрузок по сравнению с частотой и уровнем полётных нагрузок.

Исходя из большой номенклатуры натурных узлов труб, испытания проводили на двух уровнях напряжений: $s_{t_1} = 0,5s_{0,2}$ (где s_t – окружное напряжение, $s_{0,2}$ – предел текучести материала) и $s_{t_2} = 0,7s_{0,2}$.

Подбор рабочего давления при испытаниях производился по зависимости, связывающей окружное напряжение и внутреннее давление для цилиндрических тонкостенных сосудов:

$$s_t = \frac{P_{\text{исп}} R}{t}, \quad (1)$$

где s_t – окружное напряжение, МПа;

$P_{\text{исп}}$ – максимальное давление при испытании, МПа;

R – наружный радиус трубы, мм;

t – толщина стенки трубы, мм.

Расчётные нагрузки при испытаниях натуральных узлов:

– при $s_{t_1} = 0,5s_{0,2} = 200$ МПа –

$P_{исп_1} = 4$ МПа;

– при $s_{t_2} = 0,7s_{0,2} = 280$ МПа –

$P_{исп_2} = 5,6$ МПа.

Трубопровод воздушных систем эксплуатируется с рабочим давлением 0,8 МПа и два раза за полёт испытывает перегрузки при включении вспомогательной силовой установки. Трубопровод топливной системы эксплуатируется с рабочим давлением 0,4 МПа и испытывает перегрузки при заправке топливом в среднем два раза за время предполётной подготовки.

Ожидаемая долговечность трубопровода, эквивалентная назначенному ресурсу, при эксплуатации рабочим давлением с учётом перегрузок определяется по зависимости:

$$N = n \cdot N_1 \cdot h. \quad (2)$$

Здесь n – количество нагружений за полёт, $n = 2$;

N_1 – назначенный ресурс планера (высокоресурсного трубопровода);

$N_1 = 20000$ взлётов-посадок (30000 летных часов);

h – коэффициент надёжности:

$$h = h_1 \cdot h_2 \cdot h_3 \cdot h_4,$$

где h_1 – коэффициент надёжности, учитывающий возможные неточности программы испытаний на выносливость: $h_1 = 1,5$;

h_2 – коэффициент, учитывающий место разрушения, характер разрушения и скорость распространения трещины: $h_2 = 1,2$;

h_3 – коэффициент, учитывающий большую или меньшую достоверность данных о повторяемости нагрузок: $h_3 = 1,5$;

h_4 – коэффициент, учитывающий разброс данных выносливости идентичных образцов: $h_4 = 3,5$.

Тогда $h = 1,5 \cdot 1,2 \cdot 1,5 \cdot 3,5 \approx 10$.

Ожидаемая долговечность трубопровода при эксплуатации рабочим давлением с учётом перегрузок:

$$N = 2 \cdot 20000 \cdot 10 = 400000 \text{ циклов.}$$

Ожидаемая долговечность натуральных узлов трубопровода при ускоренных испытаниях нагрузками определяется по формуле:

$$N_2 = N \left(\frac{P_1}{P_{исп}} \right)^m, \quad (3)$$

где N – ожидаемая долговечность трубопровода при эксплуатации рабочим давлением с учётом перегрузок, эквивалентная назначенному ресурсу трубопровода, $N = 400000$ циклов;

P_1 – максимальное давление при эксплуатации,

$P_1 = 0,8$ МПа для топливной системы,

$P_1 = 1,3$ МПа для воздушных систем;

$P_{исп}$ – давление при ускоренных сравнительных испытаниях для данного типа натуральных образцов;

m – коэффициент, который принимается равным 3.

Тогда для трубопровода топливной системы: $N'_2 = 148148$ циклов.

Для трубопровода воздушных систем: $N'_2 = 150686$ циклов.

Принимаем базу испытаний натуральных образцов трубопровода: $N_2 = 170000$ циклов.

Испытания проводились в следующем порядке: партии образцов (по 3...5 шт.) нагружались пульсирующим давлением до $P_{исп_1}$ ($s_{t_1} = 0,5s_{0,2}$), и по достижении базы испытаний $N_2 = 170000$ циклов нагрузку увеличивали до $P_{исп_2}$ ($s_{t_2} = 0,7s_{0,2}$) и продолжали испытание до разрушения натуральных узлов трубопровода.

Результаты испытаний представлены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты ресурсных испытаний трубчатых деталей

№№ об- раз- цов	Наименование образца	Число циклов до разрушения		Число циклов до разрушения	Примечание
		при $s_{t_1} = 0,5s_{0,2}$	при $s_{t_2} = 0,7s_{0,2}$		
1.	Патрубки, изготов- ленные штамповкой полупатрубок с последующей их ручной сваркой	610	-	610	Разрушение по линии сплавления продольного шва
2.		220	-	220	
3.		890	-	890	
4.		115	-	115	
5.	Патрубки, формооб- разованные гибкой проталкиванием че- рез фильеру с внут- ренним давлением наполнителя	170000 б/р	28600	198600	Разрушение по основному мате- риалу образца
6.		170000 б/р	30680	200680	
7.		170000 б/р	25170	195170	
8.	Патрубки, получен- ные гибкой раздачей эластичной средой	170000 б/р	200000 б/р	370000 б/р	—
9.		170000 б/р	200000 б/р	370000 б/р	
10.		170000 б/р	81050	251050	

Примечание: б/р – образцы не разрушились при испытаниях.

Из табл. 1 следует, что патрубки, изготовленные штамповкой из двух половин, отличаются пониженным ресурсом при циклическом нагружении. Они выдерживают до 890 циклов до разрушения, что соответствует 157 лётным часам. В то же время патрубки, полученные с использованием прогрессивных технологий (гибка проталкиванием и гибка раздачей), выдержали от 195170 до 370000 и более циклов до разрушения. Следовательно, их циклическая долговечность соответствует от 34441 до 52941 и более лётных часов.

Таким образом, узлы титанового трубопровода с крутоизогнутыми патрубками из сплава ВТ1-0, полученными гидромеханической штамповкой из трубных заготовок, имеют циклическую долговечность, превышающую в 1,2-2 раза ресурс планера летательного аппарата в 30 000 лётных часов.

Библиографический список

- Исаченков, Е. И. Развитие технологии штамповки эластичными, жидкостными и газовыми средами [Текст] / Е. И. Исаченков // Кузн.-штамп. пр-во. – 1976. – №7. – С. 2-5.
- Егоров, В. Г. Оценка предельных возможностей формообразования патрубков проталкиванием [Текст] / В. Г. Егоров, О. Ю. Давыдов, М. В. Ганеев // Заготовительные производства в машиностроении. – 2004. – №2. – С. 30-32.
- Болтенкова, О. М. Моделирование кинематики пластического течения при гибке патрубков раздачей [Текст] / О. М. Болтенкова, А. И. Кочегаров // Наука и технологии. Материалы XXXI Всероссийской конференции. – Миасс: МСНТ, 2011. – С. 125-131.

LIFE TESTING OF PIPELINE ELEMENTS

© 2012 O. M. Boltenkova¹, O. Yu. Davydov¹, V. G. Yegorov²¹Voronezh State University of Engineering Technologies²Research Institute of Automated Production and Control Facilities plc

Life tests of pipeline elements such as a strongly curved branch pipe by pulsating internal pressure have been carried out. In the course of the tests it was established that the pipes formed by flexible pushing through a die with the internal pressure of the filler and those produced by flexible expansion with elastic medium have cyclic longevity exceeding the resource of an airframe.

Life test, tubular parts, longevity, pulsating pressure.

Информация об авторах

Болтенкова Оксана Михайловна, аспирант кафедры «Техническая механика», ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный университет инженерных технологий». E-mail: boltenkova0210@mail.ru. Область научных интересов: обработка давлением применительно к процессам формообразования элементов трубопроводных систем эластичными средами.

Давыдов Олег Юрьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Техническая механика», ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный университет инженерных технологий». E-mail: dav_61@mail.ru. Область научных интересов: обработка давлением применительно к процессам формообразования элементов трубопроводных систем эластичными средами.

Егоров Владислав Геннадьевич, доктор технических наук, профессор, генеральный директор, ОАО «Научно-исследовательский институт автоматизированных средств производства и контроля». E-mail: akvapaskal@mail.ru. Область научных интересов: обработка давлением применительно к процессам формообразования элементов трубопроводных систем эластичными средами.

Boltenkova Oksana Mikhailovna, postgraduate student, the department of technical mechanics, Voronezh State University of Engineering Technologies. E-mail: boltenkova0210@mail.ru. Area of research: plastic working as applied to the processes of shaping elements of pipeline systems by elastic media.

Davydov Oleg Yurievich, candidate of technical science, associate professor, the department of technical mechanics, Voronezh State University of Engineering Technologies. E-mail: dav_61@mail.ru. Area of research: plastic working as applied to the processes of shaping elements of pipeline systems by elastic media.

Yegorov Vladislav Guennadievich, doctor of technical science, professor, general director of the Research Institute of Automated Production and Control Facilities. E-mail: akvapaska@mail.ru. Area of research: plastic working as applied to the processes of shaping elements of pipeline systems by elastic media.

УДК 629.7.01

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ФОРМИРОВАНИЕ 3D МОДЕЛИ САМОЛЁТА НА ЭТАПЕ ТЕХНИЧЕСКИХ ПРЕДЛОЖЕНИЙ

© 2012 Н. М. Боргест¹, Р. Х. Алеев¹, П. А. Аксаян², А. А. Громов¹¹Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)²ОАО «Авиакор – авиационный завод», г. Самара

Рассматриваются вопросы автоматизации построения 3D модели облика самолёта на этапе технических предложений. Представлены результаты разработанной параметрической 3D модели самолётов традиционных схем в системе автоматизированного проектирования (САПР) CATIA с изменяемыми параметрами основных агрегатов самолёта. Основное внимание уделено построению внешней и внутренней компоновки самолёта, определению предварительной конструктивно-силовой схемы основных агрегатов самолёта и согласованию её с компоновочными решениями в автоматическом режиме.

Самолёт, проектирование, САПР, CATIA, параметрическая 3D модель самолёта, UDF, исходная матрица проекта, компоновка.

Введение

Проектирование самолёта представляет собой сложный многодисциплинарный процесс, цель которого состоит в поиске рационального сочетания проектных параметров, которое наилучшим образом удовлетворяло бы поставленным задачам и выбранным критериям.

Этап разработки технических предложений (аванпроект, предварительное проектирование) играет особую роль в общем процессе проектирования самолёта. Занимая промежуточное положение между этапами разработки технического задания (ТЗ) и эскизного проектирования, этап разработки технических предложений (ТП) в значительной мере определяет выбор параметров и характеристик самолёта [1, 2]. Следует отметить, что ранние стадии проектирования занимают около 10% трудозатрат, но при этом принимается до 80% решений при недостаточной или, наоборот, избыточной информации [1, 3]. Одной из важнейших задач на этапе разработки ТП является синтез облика самолёта, проработка его внутренней и

внешней компоновки, когда необходимо в сжатые сроки проанализировать различные варианты схемных решений и при этом избежать принципиальных ошибок. Моделирование множества возможных допустимых вариантов вручную является очень трудоёмким процессом, а внесение изменений в них требует значительных временных затрат [4, 5].

Параметрическое моделирование в промышленных САПР позволяет ускорить не только этап разработки ТП, но и значительно повлиять на последующие этапы, т.к. появляется возможность работы с одной моделью на протяжении практически всего цикла проектирования самолёта.

Геометрическая модель является главным источником информации, необходимой для проведения оптимизационных исследований по различным критериям, т.к. позволяет на её основе в короткие сроки получать модели для аэродинамического, весового и прочностного анализов [6, 7] (рис. 1).



Рис. 1. Взаимосвязи между различными моделями

Цель исследования

Целью исследования является разработка параметрической 3D модели гражданского самолёта, позволяющей проектировщику проводить целенаправленную модификацию проекта самолёта в автоматическом режиме, в результате чего выполнялось бы адекватное и непротиворечивое преобразование облика 3D модели самолёта, и осуществлять параметрический анализ чувствительности проекта к изменению вариантов схемных решений, проектных параметров и проектных ограничений.

Анализ публикаций [4, 6, 7, 12-15] показывает, что, несмотря на большое количество работ по автоматизации проектирования самолётов, в них недостаточно проработаны либо отсутствуют вовсе процедуры автоматического формирования трёхмерной модели облика самолёта в среде промышленных САПР на ранних этапах проектирования. Отсутствие общепринятых стандартов в данной предметной области осложняет решение данной задачи [8]. Традиционно проектные работы в этой области ведутся с применением опыта и эрудиции проектировщиков с частичным применением программных комплексов с целью анализа уже принятых решений.

Параметрическая 3D модель самолёта

Параметрическая 3D модель самолёта (рис. 2) является частью разрабатываемой на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов СГАУ интеллектуального помощника проектанта, условно названного «Робот-конструктор самолёта» [9]. Эта экспериментальная модель создана для отработки процесса автоматизации формирования облика самолёта. Модель не привязана к конкретному типу или проекту самолёта, на её основе можно построить практически любой проект самолёта классической схемы, используя выбранные или рассчитанные проектные параметры.

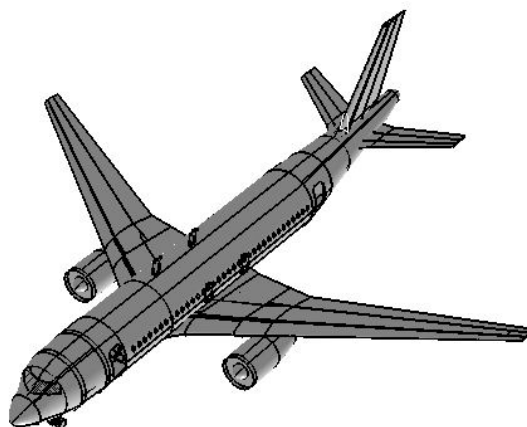


Рис. 2. Параметрическая 3D модель самолёта

Представленная параметрическая 3D модель самолёта была создана в системе CATIA V5 R19, являющейся современной САПР с последовательной объектно-ориентированной архитектурой. Набор имеющихся в ней инструментов, арсенал которых включает возможность формулировки правил взаимосвязи параметров, проверку накладываемых условий проектирования и создание аналитических зависимостей для автоматической реализации функций проектирования, позволяет создавать сложные параметрические модели объектов, в том числе частей самолёта в виде шаблонов.

Шаблон в понятиях CATIA представляет собой структуру построений, определяемую проектировщиком, геометрические параметры которой зависят от накладываемых условий, правил и ограничений. При использовании шаблонов проектировщику требуется лишь ввести входные данные. На их основе строятся элементы или целые конструкции по заложенным в них алгоритмам, генерируя результат, который можно использовать в дальнейшем проектировании [10]. Шаблоны дают возможность однажды создан-

ные алгоритмы применять повторно к другим построениям, получая при этом новый результат.

В представленной работе в качестве инструмента автоматизации использовались шаблоны типа UDF (User-Defined Feature), которые представляют собой особый вид примитивов САПР CATIA, внутри которых может находиться любое количество деревьев построения, связанных с любым количеством средств автоматизации CATIA. Например, это могут быть несколько наборов данных с формулами, правилами и реакциями на события, которые в UDF будут представлены одним элементом и несколькими примитивами вывода результатов работы шаблона со своими деревьями параметров и персональными диалоговыми окнами [10]. На рис. 3 представлен пример автоматизированного построения силового набора крыла при помощи UDF шаблона.

Построенный в модели силовой набор крыла отражает заложенные в неё знания конструктора о типовых решениях, используемых в данном классе самолетов.

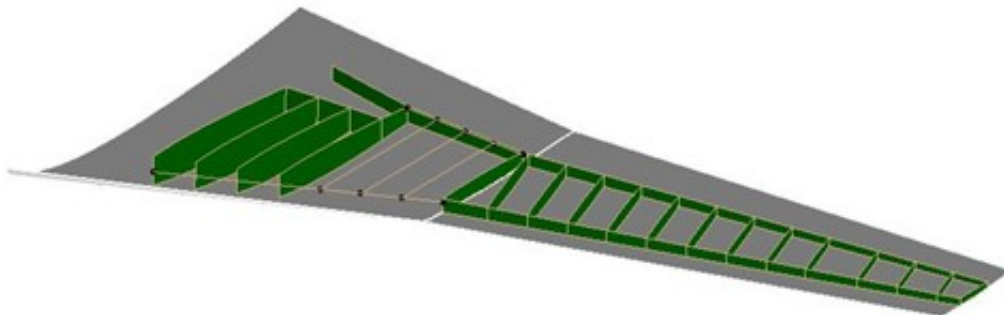


Рис. 3. Пример построения силового набора крыла при помощи UDF шаблона в разработанной модели

Исходная матрица проекта самолёта

Исходная матрица проекта в конечном итоге представляет собой табличный файл MS Excel, в который занесены все проектные параметры самолёта и сценарии, необходимые для автоматизации построения модели, т.е. набор таблиц со значениями геометрических и иных параметров самолётов. Главным преимущест-

вом при использовании таких таблиц проектировщиком является то, что от него не требуется никаких особых навыков работы в конкретной CAD системе. Все геометрические параметры 3D модели самолёта управляются и изменяются через интерфейс MS Excel в автоматическом режиме. На рис. 4 представлен фрагмент исходной матрицы проекта для внешней геометрии крыла.

	A	B
1	Размах крыла l (m)	18,350
2	Площадь крыла S (m ²)	39,600
3	Удлинение крыла λ	8,500
4	Эффективное удлинение крыла $\lambda_{эф}$	7,010
5	Сужение крыла η	1,654
6	Угол стреловидности крыла по передней кромке χ (deg)	0,000
7	Угол стреловидности крыла по линии четверти хорд χ (deg)	0,000
8	Угол поперечного V крыла Ψ (deg)	0,000
9	Длина излома крыла (m)	2,753
10	Угол установки крыла (deg)	0,000
11	Длина центральной хорды крыла b_0 (m)	2,520
12	Тип аэродинамического профиля в центральном сечении (напишите номер по списку из каталога)	19,000
13	Наличие излома крыла (1-да, 2-нет)	2,000
14	Относительная длина излома крыла	0,300
15	Относительная толщина профиля в центральном сечении	0,170
16	Длина хорды первого промежуточного сечения (m)	2,220
17	Тип аэродинамического профиля в первом промежуточном сечении (напишите номер по списку из каталога)	19,000
18	Относительная толщина профиля в первом промежуточном сечении	0,170
19	Геометрическая крутка первого промежуточного сечения крыла (deg)	0,000
20	Относительное расстояние до первого промежуточного сечения крыла (относительно полуразмаха крыла)	0,300
21	Длина хорды второго промежуточного сечения (m)	1,872
22	Тип аэродинамического профиля во втором промежуточном сечении (напишите номер по списку из каталога)	19,000
23	Относительная толщина профиля во втором промежуточном сечении	0,170
24	Относительное расстояние до второго промежуточного сечения крыла (относительно полуразмаха крыла)	0,650

Рис. 4. Фрагмент исходной матрицы проекта внешней геометрии крыла самолёта

Исходная матрица проекта представляет собой набор файлов:

- файл данных о каркасах крыла, оперения и фюзеляжа. В нём хранится информация о геометрии силового набора самолёта: количество силовых элементов и их шаги, типы профилей и их размеры и т.д.;

- файл данных о компоновке пассажирского салона и грузового отсека. В нём хранится информация о количестве кресел в ряду, шаге между рядами, соотношении длин пассажирских кабин разных классов, количестве грузовых контейнеров и т.д.;

- файл данных о внешних обводах самолёта. Данные в нём можно разделить на абсолютные и относительные. В абсолютном виде определяются (задаются или рассчитываются) лишь площадь крыла $S_{кр}$ и диаметр миделевой части фюзеляжа $D_{мф}$, либо эквивалентный диаметр $D_{экв}$. Все остальные данные задаются или определяются в относительном виде. К ним относятся: удлинение крыла $\lambda_{кр}$, сужение крыла $\eta_{кр}$, угол стреловидности крыла $\chi_{кр}$,

относительные плечи горизонтального и вертикального оперения и др. Абсолютные значения геометрических параметров самолёта доопределяются, исходя из рассчитанных на предыдущих этапах значений $S_{кр}$ и $D_{мф}$ и выбранных или оптимизированных относительных параметров. В данном блоке также содержатся база аэродинамических профилей крыла и оперения, значения их геометрических параметров;

- файл высотно-скоростных характеристик двигателей;

- файл предварительных аэродинамических характеристик проекта самолёта;

- файл весовой сводки проекта самолёта.

Внешняя геометрия самолёта

Внешняя геометрия зачастую оптимизируется исходя из соображений аэродинамики, вследствие чего требуется довольно высокая чувствительность модели

к изменениям геометрических параметров.

Модель внешней геометрии содержит более 200 параметров (позиции, длины, углы, плечи, отношения), а также многочисленные элементы, входящие в пользовательские библиотеки (типы аэродинамических профилей, каталоги колёс опор шасси). Проектные параметры можно варьировать одновременно либо по отдельности, согласно predetermined конфигурации самолёта и выбранному критерию эффективности (для большин-

ства случаев на данном этапе проектирования таким критерием является взлётная масса самолёта).

В частности, на примере крыла, внешняя геометрия определяется четырьмя сечениями (рис. 5):

- b_0 - центральное сечение крыла - часть крыла, скрытая в фюзеляже;
- b_1 - первое промежуточное сечение крыла;
- b_2 - второе промежуточное сечение крыла;
- b_k - концевое сечение крыла.

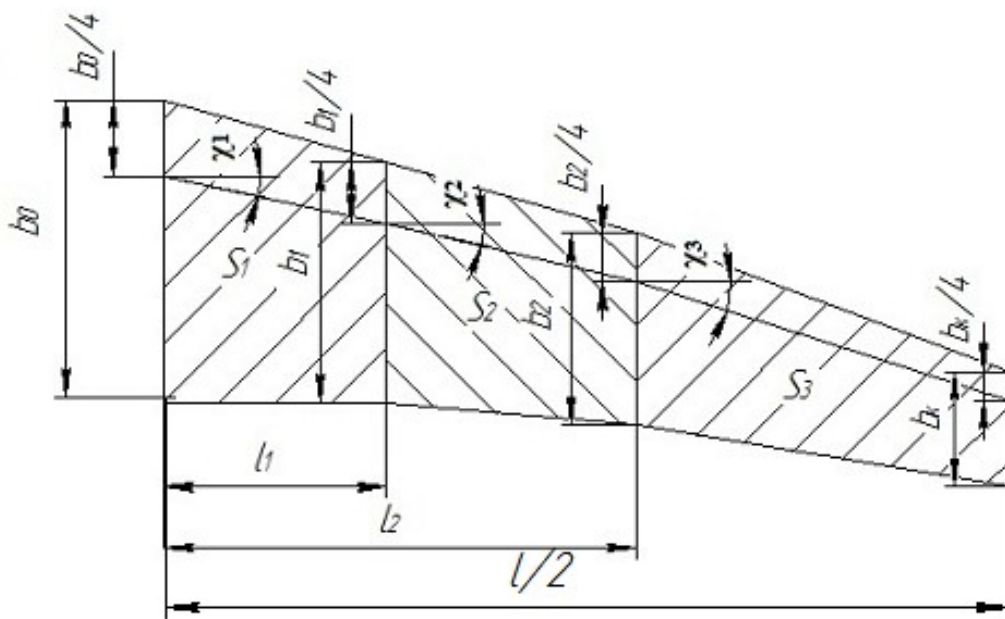


Рис. 5. Внешняя геометрия крыла в плане

Каждое сечение профиля описывается следующими параметрами: тип аэродинамического профиля, его расположение по размаху l_i , местная хорда b_i , геометрическая крутка, угол стреловидности по линии четверти хорд $\chi_{1/4}$. В свою очередь, местные хорды крыла вычисляются автоматически в зависимости от заданных проектировщиком или оптимизированных значений удлинения $\lambda_{кр}$ и сужения $\eta_{кр}$ крыла.

Информация о параметризованных аэродинамических профилях хранится в отдельно созданном пользовательском каталоге, что облегчает совместную раз-

работку проекта, поскольку они могут быть доступными для других пользователей и/или процессов. Во время генерации поверхности крыла используются сценарии базы знаний, созданных в САПР CATIA, позволяющие автоматически получить доступ к библиотеке профилей крыла и оперения и задать им соответствующие параметры.

На рис. 6 в качестве примера показаны модели крыла самолёта с круткой и без, а на рис. 7 представлены различные конфигурации внешней геометрии самолёта, созданные из одной модели.

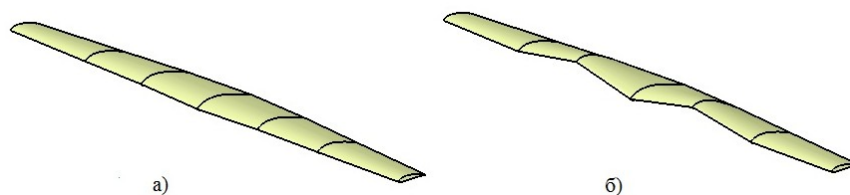


Рис. 6. Геометрические модели крыла самолёта: а – без крутки; б – с круткой

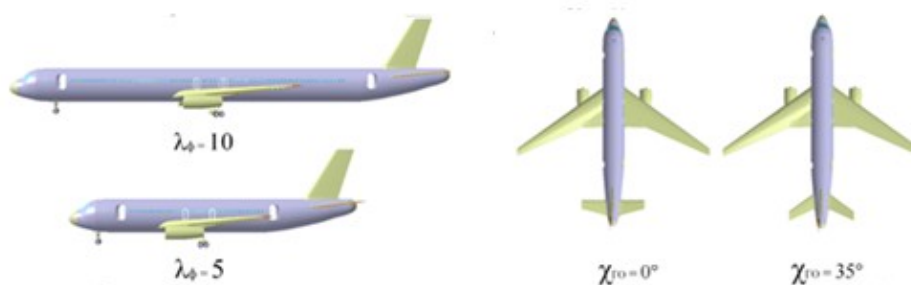


Рис. 7. Примеры различных конфигураций внешней геометрии модели самолёта

Компоновка самолёта

Важным этапом проектирования является создание модели распределения внутреннего пространства. Необходимость размещения заданного числа пассажиров, служебно-бытовых помещений, элементов каркаса, различных систем и оборудования делает задачу многовариантной, а сам процесс компоновки трудоёмким.

Эта проблема была решена с помощью создания библиотек типовых элементов и средств работы с базами знаний (Knowledge Advisor) в системе САПР, которые позволяют реализовать автоматическую увязку элементов внутренней структуры с теоретическими обводами агрегатов самолёта.

Процесс компоновки включает в себя выбор оптимальных геометрических параметров и размеров элементов конструкции. С целью ускорения этого процесса были созданы параметрические шаблоны типовых элементов конструкции – лонжероны, рядовые и силовые шпангоуты, нервюры, стрингеры, продольные и поперечные балки пола. Все сопрягаемые элементы при этом завязаны между собой ассоциативной связью. На рис. 8 представлен фрагмент под сборки параметри-

ческих шаблонов элементов каркаса фюзеляжа в регулярной зоне.

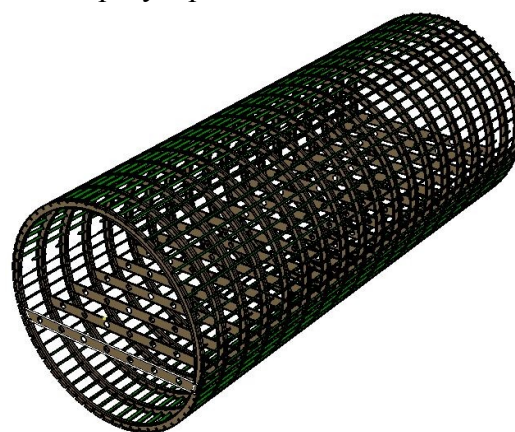


Рис. 8. Подборка параметрических шаблонов элементов каркаса фюзеляжа самолёта в разработанной модели

Пассажирская кабина самолёта во многом определяет его размеры и, следовательно, аэродинамические, массовые и технико-экономические характеристики. Диаметр фюзеляжа $D_{мф}$ выбирается из условий получения минимального миделевого сечения $S_{ф}$ и выполнения важнейших компоновочных требований в зависимости от варианта компоновки (класса пассажирского салона), высоты пассажирского салона и высоты багажных отсеков, расположенных под ним [1, 2, 11] (рис. 9, 10).

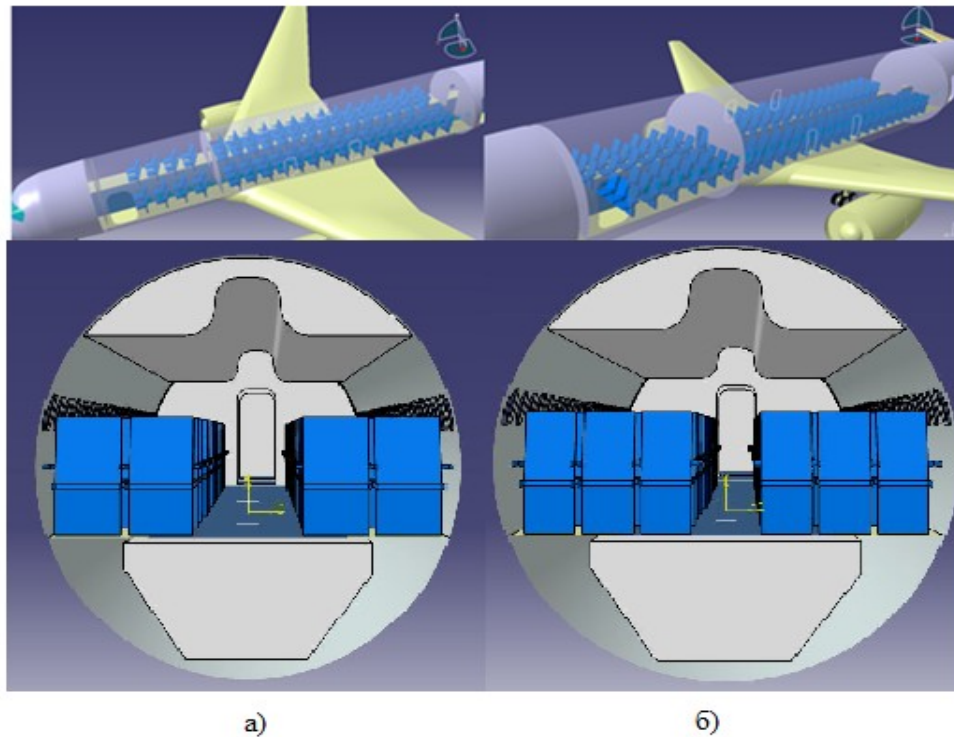


Рис. 9. Примеры компоновок пассажирского салона в разработанной 3D модели:
а – 4 кресла в ряду и 4 ряда в бизнес-классе; б – 6 кресел в ряду и 6 рядов в бизнес-классе

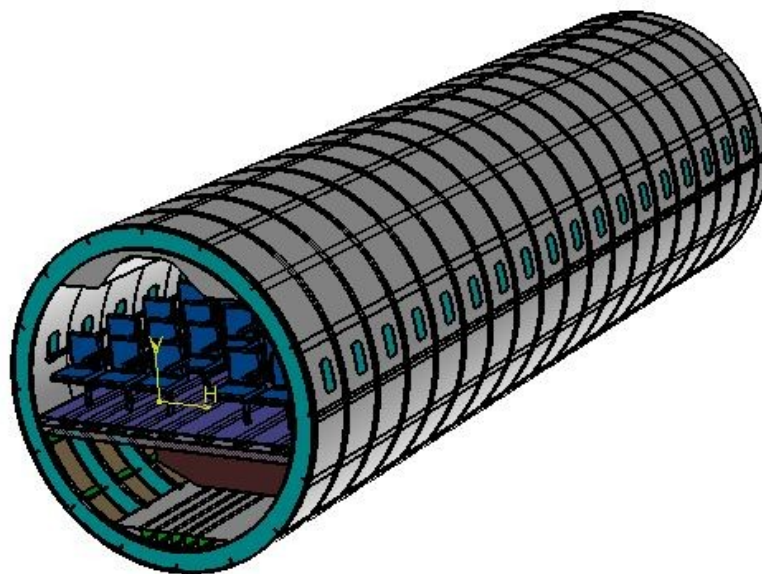


Рис. 10. Фрагмент модели распределения внутреннего пространства фюзеляжа
в разработанной 3D модели

На заключительном этапе создаются сборочные модели агрегатов самолёта. В качестве примера на рис. 11 представлены параметрические сборочные модели агрегатов самолёта. Ассоциативные связи и параметризация всех элементов позволя-

ют значительно ускорить процесс проектирования, дают возможность уточнить конструктивно-силовые схемы агрегатов и в результате провести расчёт массы и спрогнозировать дальнейшие технологические особенности самолёта.

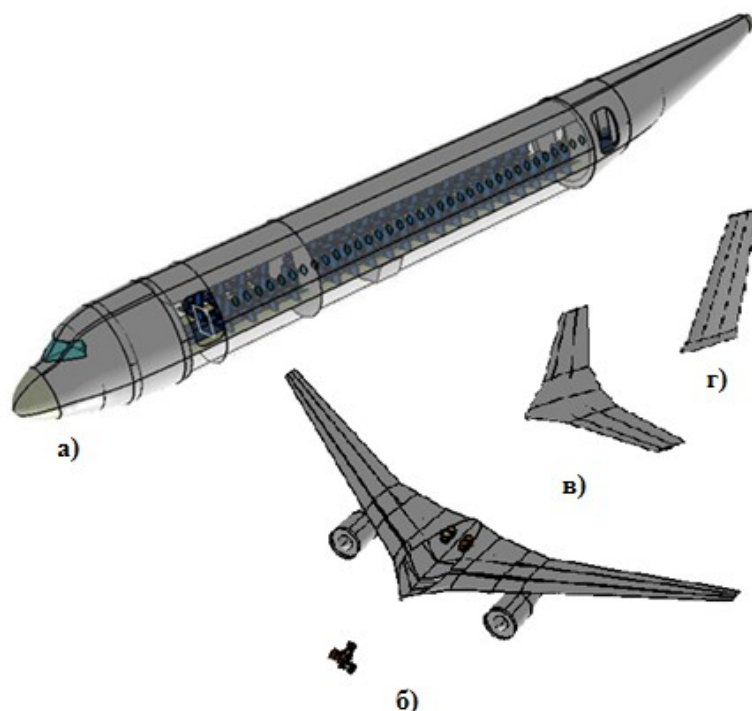


Рис. 11 Сборочные модели агрегатов самолёта:
а - сборочная модель фюзеляжа; б - сборочная модель крыла, двигателей и шасси;
в - сборочная модель горизонтального оперения; г - сборочная модель вертикального оперения

Заключение

В рамках разрабатываемого на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва программного комплекса автоматизированного проектирования самолёта традиционной схемы в среде промышленной САПР CATIA построена 3D модель самолёта.

Дальнейшее развитие программного комплекса предполагает:

- более подробную проработку параметрической 3D модели: формализация процесса формирования конструктивно-силовых схем агрегатов самолёта, модели распределения внутреннего пространства и компоновки самолёта;
- совершенствование расчётов масс агрегатов самолёта;
- развитие баз знаний конструктора, моделирующих реальную обстановку на этапе эскизного проектирования;
- подготовку модели к оптимизационным исследованиям.

Библиографический список

1. Егер, С. М. Основы автоматизированного проектирования самолётов [Текст] / С. М. Егер, Н. К. Лисейцев, О. С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1984. – 232 с.
2. Машиностроение. [Текст]: энциклопедия / ред. совет: К. В. Фролов (пред.) и др.; Самолёты и вертолёты. Т. IV-21; Проектирование, конструкции и системы самолётов и вертолётов. Кн.2 / А. М. Матвеев, А. И. Акимов, М. Г. Акопов [и др.]; под общ.ред. А. М. Матвеев. - М.: Машиностроение, 2004. – 752 с.
3. Концептуальное проектирование самолёта [Текст]: учеб. пособие / [С. М. Комаров и др.]. - Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2011. - 140 с.
4. Ledermann, C. Dynamic CAD objects for structural optimization in preliminary aircraft design [Text] / C. Ledermann, P. Ermanni, R. Kelm // Aerospace Science and Technology. - 2005. - № 9. - P. 601–610.
5. Черепашков, А. А. Компьютерные технологии, моделирование и автоматизированные системы в машино-

строении [Текст] / А. А. Черепашков, Н. В. Носов. – Волгоград: Издательский дом «Ин-Фолио», 2009. – 640 с.

6. Associative parametric CAE methods in the aircraft pre-design [Text] / C. Ledermann, C. Hanske, J. Wenzel [et al.] // Aerospace Science and Technology. - 2005. - № 9. - P. 641–651.

7. Multidisciplinary aircraft design and evaluation software integrating CAD, analysis, database, and optimization [Text] / H. Y. Hwang, K. J. Jung, I. M. Kang [et al.] // Advances in Engineering Software. - 2006. - № 37. - P. 312–326.

8. Шенг, Х. Правильный подход к использованию 3D программ на машиностроительных предприятиях [Текст] / Х. Шенг // САПР и графика. – 2012. - №4. - №4. – 97 с.

9. Боргест, Н. М. Разработка интерфейса интеллектуального помощника проектанта [Текст] / Н. М. Боргест, Р. В. Чернов, Д. В. Шустова // Материалы международной научно-технической конференции OSTIS-2011. - Минск: БГУИР, 2011. - С.21-58.

10. Возможности автоматизации моделирования в CATIA: специальные инструменты и их возможности

[Электронный ресурс] / <https://docs.google.com/file/d/0By-MU9LhIHNAZDhhZy11dmFyRzA/edit>.

11. Курс лекций проф. Дитера Шмитта [Электронный ресурс] / http://www.ssau.ru/files/events/AirTransportSystemSamara2012V1_

12. Пухов, А. А. Автоматизация проектирования дозвуковых грузо-пассажирских самолётов [Текст]: дис.... д-ра. техн. наук/ А. А. Пухов - М., 2005. - 248 с.

13. Мальчевский, В. В. Матрично-топологический метод синтеза схемы и компоновки самолёта (опыт автоматизации творческой деятельности конструктора) [Текст] / В. В. Мальчевский. - М.: Изд-во МАИ, 2011. – 356 с.

14. Куприков, М. Ю. Влияние инфраструктурных ограничений на облик перспективного дальнемагистрального самолёта [Текст] / М. Ю. Куприков, С. В. Максимов // Изв. вузов Авиационная техника. - 1999. - №1. – С.52-55.

15. Боргест, Н. М. Автоматизация предварительного проектирования самолёта [Текст]: учеб. пособие / Н. М. Боргест. – Самара: Самар. авиац. ин-т, 1992. - 92 с.

AUTOMATED CONSTRUCTION OF A 3D PLANE MODEL AT THE STAGE OF TECHNICAL PROPOSALS

© 2012 N. M. Borgest¹, R. H. Aleev¹, P. A. Aksanian², A. A. Gromov¹

¹Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

²"Aviakor- Aircraft Plant"plc, Samara

The paper deals with the problems of automation in constructing 3D models of plane configuration at the stage of technical proposals. The results of the developed parametrical 3D model of traditional-configuration planes in the CAD CATIA system with changeable parameters of the plane's main units are presented. The emphasis is on the creation of the plane's external and internal configuration, the determination of a preliminary constructive scheme of the plane's main units and its coordination with the layout designs in the automatic mode.

Plane, design, CAD, CATIA, parametrical 3D model of a plane, UDF, initial matrix of the project, configuration.

Информация об авторах

Боргест Николай Михайлович, кандидат технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: borgest@yandex.ru. Область научных интересов: онтология проектирования, искусственный интеллект, системы автоматизированного проектирования.

Алеев Руслан Халилович, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: системы автоматизированного проектирования.

Аксаньян Пётр Алексеевич, заместитель начальника центра агрегатной сборки, ОАО «Авиакор - авиационный завод». Область научных интересов: системы автоматизированного проектирования, технологии производства самолетов.

Громов Алексей Александрович, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: gomer191@mail.ru. Область научных интересов: системы автоматизированного проектирования.

Borgest Nikolay Mihajlovich, candidate of technical science, professor of the department of aircraft design, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: borgest@yandex.ru. Area of research: ontology of designing, artificial intelligence, computer-aided design systems.

Aleev Ruslan Halilovich, undergraduate student, the faculty of aircraft construction, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: computer-aided design systems.

Aksanjan Peter Alekseevich, deputy head of the unit assembly centre, «Aviakor—aircraft plant» plc. Area of research: computer-aided design systems.

Gromov Alexey Aleksandrovich, undergraduate student, the faculty of aircraft construction, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: gomer191@mail.ru. Area of research: computer-aided design systems.

УДК 621.9.044+629.7

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЁТА УСИЛИЙ РАСТЯЖЕНИЯ ЗАГОТОВКИ БЕЗ ОБРАЗОВАНИЯ ГОФРОВ ПРИ ОБТЯЖКЕ

© 2012 С. Г. Дементьев

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

В конструкциях летательных аппаратов имеются обводообразующие детали, при изготовлении которых с помощью обтяжных технологических процессов возможно образование гофров, которые в полной мере не удаётся выправить всеми известными способами доводки. Разработана методика расчёта усилий растяжения листовых заготовок, позволяющая уменьшить вероятность гофрообразования при обтяжке и снизить трудоёмкость работ.

Летательные аппараты, обводообразующие детали, технологические процессы, обтяжка, образование гофров, методика расчёта.

Возрастающие требования к качеству изготовления металлических обводообразующих деталей, стремление к повышению производительности оборудования и исключению ручных доводочных работ подчёркивают актуальность исследований, направленных на создание и внедрение в технологическую практику нового оборудования и совершенствование процессов пластического формообразования.

Недостаточная изученность названных технологических процессов обуславливает наличие значительного объёма ручных доводочных работ при обтяжке пологих обшивок и необходимости интуитивного управления оборудованием при свободной гибке панелей.

Так, при формообразовании пологих листовых обшивок на существующих обтяжных прессах неизбежно возникают продольные гофры, которые в полной мере не удаётся выправить всеми известными способами доводки. Это приводит к низкому качеству деталей, к возможностям появления брака, а также к завышению технологической себестоимости из-за большого объёма доводочных работ.

Что касается процесса свободной гибки панелей, то добиться высокого и стабильного уровня качества формообразуемых деталей можно будет только при

создании надёжных математических моделей и научно обоснованных методов расчёта технологических параметров, позволяющих наиболее рационально управлять кинематикой исполнительных органов оборудования, оснащённого системой числового программного управления.

Решить все задачи, связанные с достижением поставленных целей, основываясь только на экспериментальных исследованиях или только на базе математического моделирования, не удаётся. Поэтому в качестве основного метода исследования в работе принят экспериментально-теоретический метод. Отсутствие экспериментальных данных о характере поля прогибов панели, загруженной не по центру, исключает возможность использования методики в существующем виде для составления управляющих программ, позволяющих выполнять формообразование реальных панелей на оборудовании с ЧПУ.

При формообразовании панелей дробью так же как и при гибке-впередвижку проявляется взаимное влияние смежных сечений. Оригинальная методика оценки взаимного влияния участков формообразуемой дробью панели была предложена Д. А. Журавлевым [1]. Суть методики заключается в том, что на базе экспериментально установленных

коэффициентов взаимного влияния решается задача о назначении режимов обработки панели дробью, обеспечивающих получение деталей требуемой формы. Главным недостатком этой методики является необходимость проведения большого количества экспериментов для нахождения эмпирических коэффициентов взаимного влияния смежных участков для панелей, различающихся по геометрии, соотношению жесткостей и характеристикам материала. Причем полученные эмпирические коэффициенты не пригодны для процесса гибки-впередвижку, поскольку зоны нагружения панели свободным изгибом (при гибке-впередвижку) и распределенным моментом (при формообразовании дробью) существенно отличаются одна от другой.

Продольная кривизна детали при комбинированном формообразовании получается на валковом или прессовом оборудовании, а на стрингерных панелях путем раскатывания ребер. Поперечная кривизна образуется за счет односторонней обработки дробью. Варьирование величинами продольной и поперечной кривизны дает возможность изготовить детали бочкообразной, цилиндрической и седловидной форм.

Разделение процесса формообразования панели на отдельные операции обеспечивает возможность их контроля и управления, но и этого оказывается недостаточно для получения готовой детали в полностью автоматическом режиме. Разброс механических свойств может привести к набору излишней кривизны, о чем станет известно лишь после того как панель выйдет из камеры дробеударного формообразования когда завершится ее обработка площади. Это потребует трудоемкой ручной работы по «разгибанию». Поэтому в технологии комбинированного формообразования панелей предусмотрено две операции: предварительное формообразование детали с получением 70...90% требуемой кривизны в программном режиме и окончательная доводка формы в ручном режиме управления гибочным

оборудованием. От полной автоматизации процесса, требующей оцифровки промежуточной формы панели и генерации управляющей программы доводочной обработки, создатели комбинированного метода формообразования отказались по причине сложности этих процедур.

Помимо некоторого объема ручной доводки, присутствующего в технологии комбинированного формообразования панелей, к недостаткам следует отнести и тот факт, что для осуществления формообразования требуется несколько видов оборудования - прессовое (для формообразования локальных усилений), валковая машина или раскатной станок (для набора продольной кривизны), дробеметная установка с программным управлением (для набора поперечной кривизны) и зачистные головки (для абразивной шлифовки лепестковыми кругами обработанных дробью поверхностей).

Установлено, что угол охвата обволакивающей детали полностью определяет характер взаимного влияния ее смежных участков. Это относится как к листовым обшивкам, так и к монолитным панелям. У листовых обшивок с малыми углами охвата в зоне купола детали при обтяжке происходит сдвиг боковин к вершине купола с образованием продольных гофров, а у монолитных панелей с малыми углами охвата минимизируются габариты смежных зон, оказывающих влияние на напряженно-деформированное состояние формообразуемого участка панели. Общность листовых деталей и монолитных панелей с малым углом охвата деталей позволяет сделать вывод о том, что существующие методики расчета не позволяют объяснить и математически описать специфику формообразования пологих обшивок, заключающуюся в возникновении продольных гофров на вершине купола детали, и не дают научно обоснованных указаний на введение каких-либо изменений в процесс обтяжки этих деталей, обеспечивающих исключение гофрообразования.

Анализ теоретических работ в области обтяжки листовых обшивок двойной кривизны показывает, что впервые практический опыт периода освоения процесса обтяжки был обобщён и математически исследован А.Н. Громовой [2]. В названной работе было предложено оценку предельных возможностей процесса простой обтяжки осуществлять с помощью коэффициента обтяжки $K_{обт}$, а для сравнения геометрических форм различных деталей использовать геометрический коэффициент обтяжки:

$$K_{обт} = 1 + \varepsilon_{наиб},$$

$$K_r = 1 + \varepsilon_{ln}, \quad (1)$$

где $\varepsilon_{наиб}$ – наибольшая деформация растяжения, возникающая в центральном волокне детали с учётом сил трения (рис.1), ε_{ln} – наибольшая деформация растяжения

в центральном волокне детали при отсутствии сил трения.

Разработанный в предыдущем десятилетии специалистами отечественных предприятий и институтов комбинированный метод формообразования панелей, включающий в себя гибку локальных монолитных усиления на гидропрессе, набор продольной кривизны на гибочно-валковых или давяльно-раскатных машинах, набор поперечной кривизны дробеударным методом и зачистку поверхности лепестковыми абразивными кругами, технически сложен и не ориентирован на полную автоматизацию процесса формообразования, поскольку изначально предполагает наличие доводочных работ с ручным управлением для компенсации разброса механических свойств заготовки.

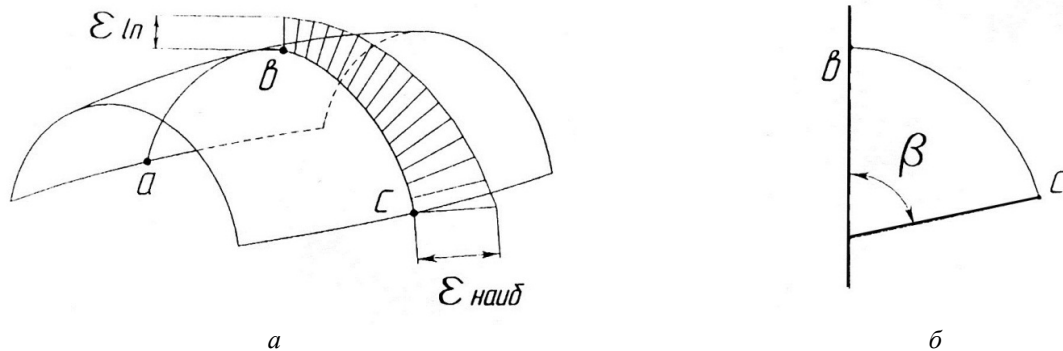


Рис. 1. Листовая деталь двойной кривизны:
а - распределение деформации растяжения по центральному волокну;
б - наибольший угол охвата по центральному волокну

Применительно к панелям пологой формы не выявлено никаких ограничений, препятствующих сочетанию стратегии комбинированного метода формообразования с идеологией составления управляющей программы для гидропресса с ЧПУ, которая бы учитывала взаимное влияние смежных участков и корректировалась в процессе изготовления панели для компенсации разброса механических свойств, что позволит сократить затраты на оборудование и исключить субъективный фактор из управления процессом формообразования.

В результате анализа обводообразующих деталей и технологического обо-

рудования, применяемого для их формообразования, была выявлена малоизученная группа деталей из листов и панелей, выделенная из общей номенклатуры по признаку пологости формы. Установлено, что пластическое формообразование пологих обводообразующих деталей сопряжено с рядом присущих только им специфических особенностей, касающихся схем нагружения при формообразовании, методов расчета технологических параметров, поведения заготовки при нагружении и пружинении.

Для преодоления выявленных сложностей при практической реализации процессов пластического формообразования

пологих обводообразующих деталей необходимо решить ряд научно-технических задач. Их можно сформулировать следующим образом:

1. Экспериментально проверить адекватность предлагаемой для дальнейшего использования гипотезы от асимптотическом приближении остаточной формы пологой длинномерной панели к совокупности остаточных форм несвязанных отсеков, на которые можно условно разбить эту панель, при кинематическом управлении процессом нагружения.

2. Разработать достаточно строгую и удобную для практического использования математическую модель процесса свободной гибки.

3. Выявить путем численного моделирования процесса свободной гибки влияние на остаточную форму детали разброса механических свойств и геометрии исходной заготовки.

4. Разработать алгоритмы корректировки параметров управления гидропресом в зависимости от действительных свойств формообразуемых деталей и создать методику составления управляющих программ для процесса свободной гибки и правки длинномерных пологих панелей на оборудовании с ЧПУ.

5. Найти принципу возникновения продольных гофров при обтяжке листовых обшивок с пологим куполом и разработать математическую модель, описывающую процессы зарождения и развития продольных гофров. Оценить влияние геометрии детали и технологических параметров процесса обтяжки на гофрообразование и пластические свойства формообразуемой листовой заготовки.

6. Разработать и внедрить в производство специальное технологическое оснащение, позволяющее выполнять обтяжку листовых деталей с пологим куполом без возникновения продольных гофров.

Требуемая величина усилия поперечного растяжения Q задаётся при выполнении процесса обтяжки, а силу трения F вычислим по известным силе растяжения N и углу охвата α^* :

$$F = N \sin \alpha^* f, \quad (2)$$

где $N = \sigma_x B h$ – усилие растяжения купола заготовки при обтяжке.

При правке гофра растягивающей силой Q сила трения изменит направление.

Усилие поперечного растяжения, исключая возможность возникновения гофрообразования при обтяжке, можно найти из выражения

$$Q > 2T - F - \sigma_y^{кп} \cdot Lh. \quad (3)$$

Формула (3) применима в том случае, когда весь процесс обтяжки удаётся осуществить без потери устойчивости листовой заготовки. Но в ряде случаев этого сделать нельзя. И тогда сила трения F становится вредной, препятствуя силе Q смещать зоны K_1 и K_3 для разглаживания возникшего гофра. Математически вредное влияние силы трения можно отразить сменой знака в формуле (3)

$$Q > 2T + F - \sigma_y^{кп} \cdot Lh. \quad (4)$$

Подставляем в (4) выражение (2)

$$Q > t_{\max} r \left(\frac{p}{2} - a^* \right) h + s_x B h \sin \alpha^* f - \frac{2}{3} \left[\frac{K}{(s_x^2 - s_x \cdot s_y + s_y^2)^{\frac{1-n}{2}}} \right] \cdot \frac{h}{r} Lh \quad (5)$$

с целью оценки значимости слагаемых в формуле (5).

Для выполнения приближённых расчётов сделаем ряд допущений в формуле (6):

$$t_{\max} \approx \frac{2}{3} s_x;$$

$$\sin \alpha^* \approx \alpha^*;$$

$$s_y \approx 0 \rightarrow \left[\frac{K}{(s_x^2 - s_x \cdot s_y + s_y^2)^{\frac{1-n}{2}}} \right]^{\frac{1}{n}} \cdot \frac{s_x}{e_x}. \quad (6)$$

С учётом этих допущений формула (5) примет следующий вид

$$Q > \frac{2}{3} s_x r \left(\frac{p}{2} - a^* \right) h + s_x B h a^* - \frac{2}{3} \frac{s_x}{e_x} \cdot \frac{h}{r} L h = \frac{2}{3} s_x r \left[r \left(\frac{p}{2} - a^* \right) + \frac{3}{2} B a^* - \frac{L h}{r e_x} \right] =$$

$$= \frac{2}{3} K e_x^n h \left[r \left(\frac{p}{2} - a^* \right) + \frac{3}{2} B a^* - \frac{L h}{r e_x} \right]. \quad (7)$$

Первое, второе и третье слагаемые в квадратных скобках формулы (7) прямо пропорциональны соответствующим слагаемым в формуле (4). Оценим их значимость на конкретном примере. Пусть $r = 100$ мм, $\alpha^* = 0,2$ рад, $B = 1000$ мм, $p = 500$ мм, $\varepsilon_x = 0,01$. Тогда

$$r \left(\frac{\pi}{2} - \alpha^* \right) = 100 \left(\frac{3,14}{2} - 0,2 \right) = 137,$$

$$\frac{3}{2} B \alpha^* = \frac{3}{2} 1000 \cdot 0,2 = 300, \quad (8)$$

$$\frac{L h}{r e_x} = \frac{2 \cdot 500 \cdot 0,2 \cdot 0,5}{500 \cdot 0,1} = 2.$$

В процентном выражении доля первого слагаемого $137/(137+300+2) \cdot 100\% \approx 31\%$, доля второго слагаемого $300/(137+300+2) \cdot 100\% \approx 68\%$, а доля третьего слагаемого менее 1%.

Принимая для рассматриваемого примера материал заготовки Д16М ($K=48$, $n=0,265$) и толщину $h=0,5$ мм, построим графики зависимости усилия поперечного растяжения Q от деформации обтяжки купольной зоны ε_x (рис.2).

Анализ графиков на рис.2 показывает, что достаточное для исключения гофрообразования усилие поперечного растяжения (линия «а» на рис.2) в несколько раз меньше аналогичного усилия, гарантирующего возможность правки появившихся гофров под нагрузкой (линия «б» на рис. 2).

При создании технологического оснащения для поперечного растяжения листовой заготовки в процесс обтяжки, нецелесообразно заранее закладывать гарантированную возможность правки гофров под нагрузкой, т.к. это приведёт к не-

оправданному утяжелению конструкции и уменьшению её приспособляемости к различным видам конфигурации обтягиваемых деталей.

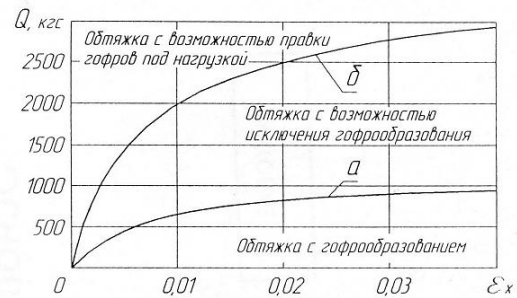


Рис. 2. Зависимости $Q(\varepsilon_x)$, разграничивающие характерные области обтяжки при наличии поперечного растяжения:

а – зависимость $Q(\varepsilon_x)$ без влияния силы трения в купольной зоне; б – зависимость $Q(\varepsilon_x)$ с влиянием трения на выправляемый гофр

Исходя из этого для расчёта требуемых усилий поперечного растяжения, исключающих гофрообразование при обтяжке, можно рекомендовать следующую формулу

$$Q > 2T - \sigma_y^p \cdot L h. \quad (9)$$

Исключить блокирующее влияние силы трения на разглаживание продольных гофров силой поперечного растяжения можно за счёт пилообразной диаграммы вертикального хода обтяжного пуансона (рис.3).

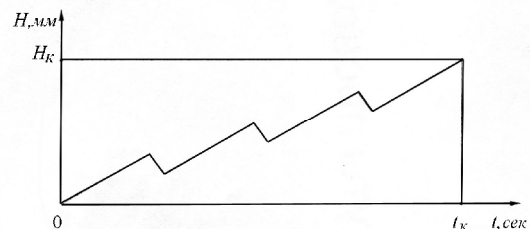


Рис. 3. Пилообразная диаграмма вертикального хода обтяжного пуансона, гарантирующая возможность разглаживания гофров поперечным растяжением

Чередование интервалов времени t с нарастанием вертикального хода обтяжного пуансона и его «просадками» позволит в момент «просадок» снизить напряжения растяжения σ_x до близких к нулю значений и исключить за счёт этого силу трения между купольной частью листовой заготовки и обтяжным пуансоном, а следовательно, и обеспечить разглаживание возникших гофров поперечной растягивающей силой.

Библиографический список

1. Журавлёв, Д. А. Исследование процесса ППД для формирования деталей [Текст] / Д. А. Журавлёв // Труды науч.-техн. конф. «Интенсификация производства и повышение качества изделий ППД», Тольятти, - 1989. - С. 85.
2. Громова, А. Н. Исследование процесса формообразования обтяжкой листовых оболочек [Текст] / А. Н. Громова // Труды НИАТ. - 1962. - №145. - 202 с.

PROCEDURE OF CALCULATING EFFORTS OF BLANK STRETCHING WITHOUT CORRUGATION IN STRETCH FORMING

© 2012 S. G. Dementyev

Samara State Aerospace University

The paper presents a procedure of calculating efforts of sheet blank forming which makes it possible to reduce the probability of corrugation in stretch forming and the labor input.

Aircraft, line-forming parts, technological processes, stretch forming, corrugation, calculation methods.

Информация об авторе

Дементьев Сергей Геннадьевич, аспирант кафедры производства летательных аппаратов СГАУ, генеральный директор ЗАО «Авиастар-СП». E-mail: dementyev_sg@aviastar-sp.ru. Область научных интересов: технологические процессы, формообразование обводообразующих деталей, устранение гофров, повышение качества изготовления.

Dementyev Sergey Gennadyevich, post-graduate student, the department of air and space craft manufacture and quality management in engineering; director general, "AVIASTAR-SP" Ltd. E-mail: dementyev_sg@aviastar-sp.ru. Area of research: technological processes, aircraft production.

УДК 621.375

ПРИМЕНЕНИЕ ЦИФРОВОЙ ФОТОКАМЕРЫ В ОПТИЧЕСКОЙ СХЕМЕ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СТАТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2012 А. И. Жужукин, В. А. Соляников

ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

Спекл-интерферометр с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной доработан и использован для исследования деформационных перемещений лопатки компрессора при статических испытаниях. В оптической схеме интерферометра для регистрации спекл-интерферограмм применена фотокамера. Это позволило повысить контраст интерференционных полос и увеличить диапазон допустимых деформационных перемещений.

Деформационные перемещения, спекл-интерферометрия, лазерные спеклы, спекл-шум.

В настоящее время для изучения напряжённо-деформированного состояния (НДС) деталей и узлов конструкций авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) широко применяются расчётные методы. Точность современных расчётных методов очень высока и позволяет проектировать детали с высокой прочностью и надёжностью. Однако при проведении численных исследований всегда возникает задача определения достоверности полученных результатов. Поэтому экспериментальная оценка НДС деталей является обязательным и завершающим этапом при исследовании работоспособности, долговечности и надёжности деталей и узлов конструкций ГТД.

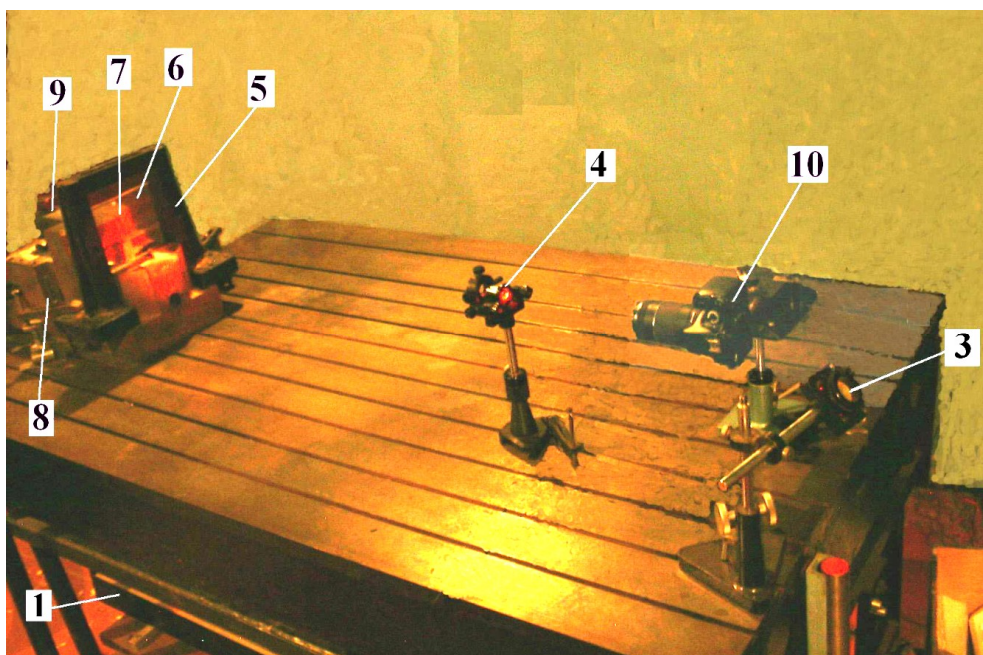
Для экспериментального определения НДС деталей и узлов авиационных двигателей применяются разные методы, в которых используются различные принципы измерений. К одним из наиболее эффективных средств относятся методы голографической интерферометрии [1] и цифровой спекл-интерферометрии [2]. Применение голографических методов связано с использованием высокоразрешающих регистрирующих сред с присущей им технологией фотохимической обработки, что делает испытания длительными и трудоёмкими. Развитые в последние годы методы цифровой спекл-интерферометрии свободны от этих недостатков и позволяют получать интерфе-

ренционную картину непосредственно на экране монитора, не используя при этом никаких промежуточных фоторегистрирующих носителей.

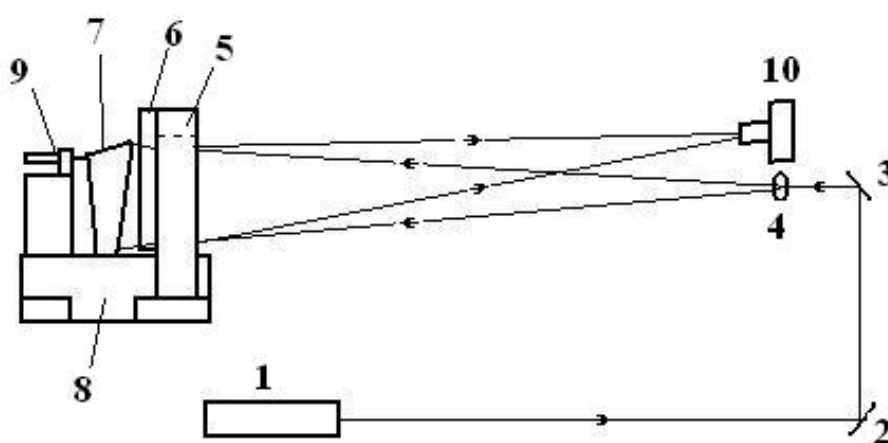
При регистрации деформации объекта методом цифровой спекл-интерферометрии особое внимание уделяется выбору оптической схемы интерферометра. Для этих целей в большинстве случаев используется оптическая схема цифрового спекл-интерферометра (ЦСИ) с гладкой опорной волной и разделёнными пучками [3]. Схемы таких ЦСИ оказываются громоздкими, требующими тщательной юстировки и надёжной виброизоляции, особенно при исследованиях НДС деталей при статических нагружениях. В работе [4] при исследовании температурных деформаций для повышения помехоустойчивости потребовалась разработка специального алгоритма. В настоящее время разработан ЦСИ, в котором оптическая схема несколько упрощена за счёт формирования предметного и опорного пучка путём деления по волновому фронту и использования спекл-модулированной опорной волны [5]. Однако недостатком этого интерферометра является невысокая эффективность использования лазерного излучения. Кроме того, эта схема сложна при юстировке и требует проведения мероприятий по обеспечению виброзащиты. В работе [6] для исследования вибраций деталей ГТД разработан

ЦСИ с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной, в котором опорный пучок сформирован с помощью диффузора, расположенного перед исследуемым объектом. Эта схема проста в юстировке, содержит малое число оптических элементов и обладает собственным

запасом устойчивости к внешним воздействиям. В данной работе этот интерферометр был доработан и использован при статических нагружениях для регистрации деформационных перемещений, перпендикулярных поверхности объекта (рис. 1).



а



б

Рис. 1. Общий вид и оптическая схема спекл-интерферометра для измерения статических деформаций деталей ГТД: 1 – лазер; 2, 3 – поворотные зеркала; 4 – расширитель пучка; 5 – держатель диффузора; 6 – диффузор; 7 – исследуемая деталь; 8 – зажимное устройство; 9 – устройство нагружения; 10 – фотокамера

Другой важной проблемой цифровой спекл-интерферометрии является недостаточный уровень контраста получаемых спекл-интерферограмм диффузных объектов из-за высокого вклада спекл-шумов. Поскольку спекл-шумы имеют мультипликативный характер, то создание эффективных алгоритмов для фильтрации шумов на спекл-интерферограммах затруднительно, что усложняет автоматизированную обработку интерферограмм. Первостепенное значение в этом случае имеет разработка средств уменьшения спекл-шумов на этапе проведения эксперимента. В данной работе в оптической схеме ЦСИ с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной путём включения в схему высокоразрешающей фотокамеры вместо телекамеры с низким разрешением удалось добиться уменьшения уровня спекл-шумов на спекл-интерферограммах.

Когерентное излучение лазера 1 с помощью поворотных зеркал 2, 3 и линзы 4, проходя диффузор 6, освещает поверхность исследуемой детали 7. При этом образуются два спекл-поля: от диффузной поверхности исследуемой детали 7 и от диффузора 6. Результирующее спекл-поле, образованное в результате когерентного сложения двух спекл-полей, регистрируется с помощью фотокамеры 10. Отличительной особенностью данной установки является то обстоятельство, что диффузор 6 жёстко прикреплен к держателю 5 с помощью винтов. Держатель 5 выполнен в виде массивной рамы и притянут к зажимному устройству 8 болтами. Таким образом, исключаются относительные перемещения между диффузором 6 и исследуемым объектом 7, которые могут быть вызваны случайными внешними воздействиями.

Первоначально исследуемая лопатка регистрируется в исходном, ненагруженном состоянии. Комплексная амплитуда опорного E_r и предметного E_s пучков:

$$\begin{aligned} E_r &= e_r \exp(i\varphi_r), \\ E_s &= e_s \exp(i\varphi_s), \end{aligned} \quad (1)$$

где e_r, e_s и φ_r, φ_s – случайно меняющиеся амплитуды и фазы спеклов опорной и предметной волн.

Фотоприёмная матрица фотокамеры 10 регистрирует результирующую интенсивность:

$$I_1 = I_r + I_s + 2\sqrt{I_r I_s} \cos(\Delta\varphi), \quad (2)$$

где $I_r = E_r E_r^*$; $I_s = E_s E_s^*$; $\Delta\varphi = \varphi_r - \varphi_s$.

Затем лопатка 7 нагружается с помощью нагрузочного приспособления 9, снабжённого микрометрическим винтом, в результате чего она деформируется и результирующая интенсивность выразится формулой

$$I_2 = I_r + I_s + 2\sqrt{I_r I_s} \cos(\Delta\varphi + \Delta\phi), \quad (3)$$

где $\Delta\phi$ – разность фаз между предметным и опорным пучками, вызванная деформацией. В случае, когда направление смещения, вызванное деформацией, нормально к поверхности,

$$\Delta\phi = 4\pi d / \lambda, \quad (4)$$

где d – смещение поверхности исследуемого объекта; λ – длина волны используемого лазерного излучения.

В работе [7] показано, что корреляция между I_1 и I_2 определяется:

$$\rho(I_1, I_2) = (1 + \cos\Delta\phi) / 2. \quad (5)$$

Это означает, что корреляционная связь между I_1 и I_2 максимальна при

$$\Delta\phi = 2\pi n, \quad (6)$$

где $n = 0, 1, 2, \dots$,

что соответствует смещениям

$$d = \frac{\lambda}{2} n. \quad (7)$$

Функция корреляции обращается в нуль при

$$\Delta\phi = (2n + 1)\pi. \quad (8)$$

Смещения в этом случае:

$$d = \frac{\lambda}{2} (n + 1/2). \quad (9)$$

Если из изображения деформированного объекта (3) вычесть ранее зарегистрированное изображение объекта в исходном состоянии (2), то в точках, где выполняется условие (6), возникают тёмные полосы, а в точках, где выполняется условие (8), возникают светлые полосы. Мак-

симальное число полос, которое можно получить на спекл-интерферограмме, ограничивается размерами спеклов. Необходимым условием для наблюдения интерференционных полос в спекл-интерферометрии является [7]:

$$K > 5, \quad (10)$$

где K — отношение интервала между интерференционными полосами и размерами спеклов.

При этом поперечные размеры спеклов, регистрируемых видеосистемой, определяются по выражению

$$b = 1,22\lambda(1 + M)N_a, \quad (11)$$

где M — увеличение объектива; N_a — отношение фокусного расстояния используемого объектива к его апертуре.

В спекл-интерферометрии, как правило, $M \ll 1$. Следовательно, для наблюдения максимального числа интерференционных полос необходимо устанавливать минимальное N_a . Однако размер спеклов, формируемых объективом, должен быть таким, чтобы спеклы разреша-

лись телекамерой. Особенно это актуально для ЦСИ со спекл-модулированной опорной волной, так как при интерференции двух спекл-полей средний размер спеклов уменьшается [8]. Это накладывает жёсткие ограничения на величину N_a . Экспериментально установлено, что в случае использования телекамеры MTV – 4363 СА, обеспечивающей регистрацию в стандартном телевизионном формате 640х480, для ЦСИ со спекл-модулированной опорной волной необходимо выбирать $N_a = 22$. Использование цифровых фотокамер в этом случае предпочтительнее, так как они обладают значительно большей разрешающей способностью, чем телекамеры. Для цифровой фотокамеры Canon EOS 1100D с разрешением 4272х2848 оптимальным является $N_a = 5,6$. На рис. 2 показаны результаты исследований деформаций 10-й ступени лопатки компрессора, полученные с помощью установки, показанной на рис.1.

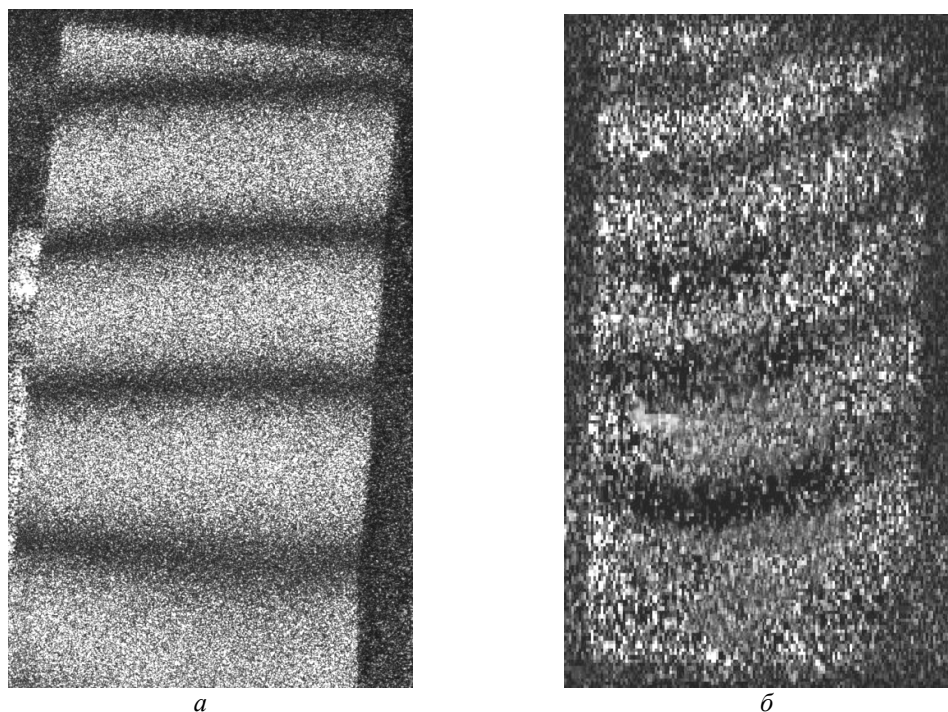


Рис. 2. Спекл-интерферограммы деформационного поля перемещений лопатки 10-й ступени компрессора, полученные с помощью:
а - фотокамеры Canon EOS 1100D; б - телекамеры MTV – 4363 СА

Погрешность вычисления значений деформационных перемещений при количественной интерпретации спекл-интерферограмм определяется погрешностью определения центров тёмных полос, которая, в свою очередь, связана с контрастом интерференционных полос выражением [9]

$$\Delta S = \pm \frac{1}{\pi} \arccos \left(2 - \frac{1}{V} \right), \quad (12)$$

где V – контраст интерференционных полос.

Ввиду того, что полоса на спекл-интерферограмме формируется спекл-истой структурой, для оценки контраста интерференционных полос в работе использована величина усреднённого контраста V_{cp} полосы, которая вычислялась как

$$V_{cp} = \frac{B_{cp(max)} - B_{cp(min)}}{B_{cp(max)} + B_{cp(min)}}, \quad (13)$$

где $B_{cp(max)}$ – средняя яркость по центру светлой полосы; $B_{cp(min)}$ – средняя яркость по центру тёмной полосы.

Проведённые измерения показали, что для различных участков спекл-интерферограммы, представленной на рис. 2, а, $V_{cp} \in [0,39; 0,46]$, в то время как в пределах спекл-интерферограммы, представленной на рис. 2, б, $V_{cp} \in [0,27; 0,32]$. Кроме того, применение цифровой фотокамеры Canon EOS 1100D для регистрации спекл-интерферограмм позволяет увеличить число наблюдаемых интерференционных полос (рис.3).

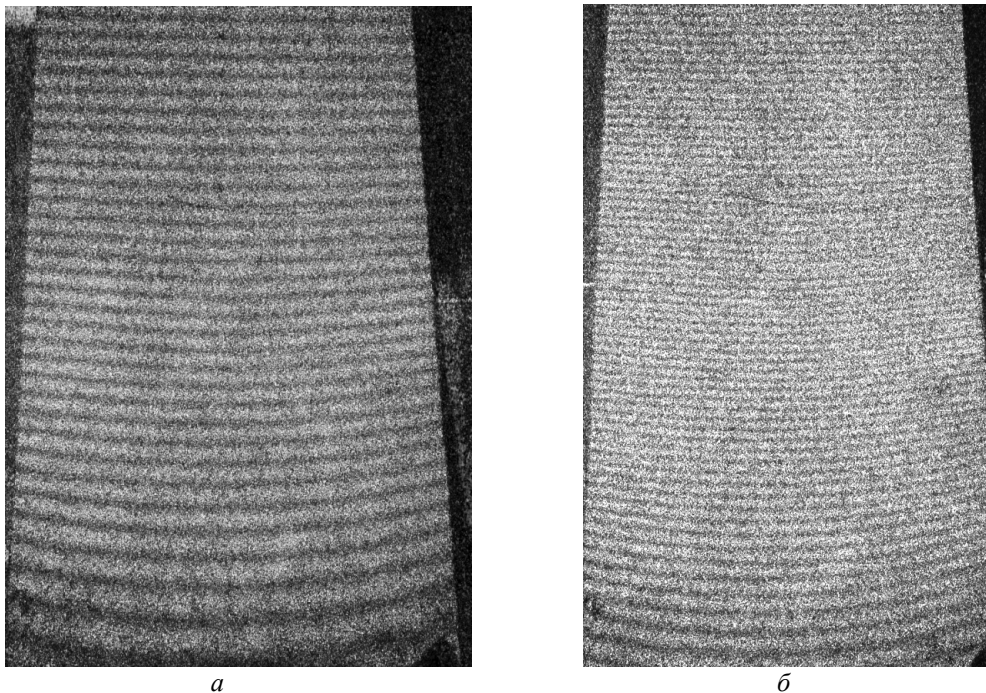


Рис. 3. Спекл-интерферограммы лопатки компрессора, полученные при различных статических нагрузках

Это является другим важным преимуществом применения фотокамеры. С помощью телекамеры MTV – 4363 СА можно зарегистрировать не более 6 интерференционных полос. Согласно (7), это означает, что деформационные перемещения верхней кромки исследуемой лопатки компрессора равны 1,9 мкм. При-

менение фотокамеры позволило зафиксировать спекл-интерферограммы с 32 (рис. 3, а) и 62 (рис. 3, б) интерференционными полосами. Деформационные перемещения при этом составляют 10,1 мкм и 19,6 мкм, что соответствовало показаниям микрометрического винта устройства нагружения 9 на рис. 1.

Выводы

1. В оптической схеме ЦСИ с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной выявлена и экспериментально подтверждена возможность применения цифровой фотокамеры для регистрации спекл-интерферограмм.

2. ЦСИ с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной после доработок, заключающихся в создании жёсткой конструкции держателя диффузора и исключения относительных перемещений между диффузором и исследуемым объектом, применён для исследования деформационных перемещений лопаток ГТД.

3. В разработанном ЦСИ при статических испытаниях использование цифровой фотокамеры позволило повысить контраст интерференционных полос более чем на 30%.

4. Применение цифровой фотокамеры Canon EOS 1100D вместо телекамеры MTV – 4363 СА в разработанном ЦСИ привело к увеличению диапазона допустимых деформационных перемещений с 1,9 мкм до 19,6 мкм.

Библиографический список

1. Макаева, Р. Х. Голографическая интерферометрия при конструкторской доводке лопаток компрессора ГТД [Текст] / Р. Х. Макаева, М. Г. Хабибуллин, А. Х. Каримов // Изв. вузов. Авиационная техника. - 1999. - №2. - С. 72–74.

2. Цифровая голографическая интерферометрия как метод анализа деформаций. Современное состояние и перспективы развития [Текст] / В. С. Гуревич, М. Е. Гусев, В. Е. Гапонов и др. // Сбор-

ник трудов 7-й Международной научно – практической конференции «Голография – наука и практика», Москва, 28-30 сентября 2010. - М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2010. - С. 350-357.

3. Формирование спеклограмм в оптико-электронной схеме лазерного цифрового спекл-интерферометра [Текст] / О. А. Журавлёв, С. Ю. Комаров, Ю. Н. Шапошников [и др.] // Межвузовский научный сборник. «Естествознание, экономика, управление». – Самара: СГАУ, 2002. - Т.1. - Вып.3. - С. 55-62.

4. Сергеев, Р. Н. Применение цифрового спекл-интерферометра с непрерывным лазером для исследований неустановившихся температурных деформаций [Текст] / Р. Н. Сергеев // Изв. Самар. науч. центра РАН. - 2011. - №4. - С. 628–631.

5. Каленков, Г. Цифровая корреляционная спекл-интерферометрия [Текст] / Г. Каленков, А. Штанько // Фотоника. - 2010. - №4. - С. 25–28.

6. Жужукин, А. И. Мобильный спекл-интерферометр для исследования форм колебаний вибрирующих объектов во внестеновых условиях [Электронный ресурс] / А. И. Жужукин // Труды МАИ.- 2011. - №48. URL:

<http://www.mai.ru/science/trudy/>

7. Джоунс, Р. Голографическая и спекл-интерферометрия [Текст] / Р. Джоунс, К. Уайкс – М.: Мир, 1986. – 328 с.

8. Ульянов, С. С. Что такое спеклы [Текст] / С. С. Ульянов // Соросский образовательный журнал. - 1999. - №5. - С. 112–116.

9. Козачок, А. Г. Голографические методы исследования в экспериментальной механике [Текст] / А. Г. Козачок – М.: Машиностроение, 1984. – 175 с.

USING A DIGITAL CAMERA IN A SPECKLE – INTERFEROMETER OPTICAL SCHEME FOR THE ANALYSIS OF STATIC DEFORMATIONS IN GAS TURBINE ENGINE ELEMENTS

© 2012 A. I. Zhuzhukin, V. A. Solyannikov

«KUZNETSOV» plc, Samara

The article deals with a speckle-interferometer modification with a speckle-modulated reference wave and bunches passing the same optical way by means of including a digital camera in the speckle-interferometer optical scheme. The modified speckle-interferometer is used for the analysis of compressor blade deformation displacements during static tests. The use of a digital camera makes it possible to increase the image contrast of interference bands and the range of acceptable deformation displacements.

Deformation displacements, speckle – interferometry, laser speckles, speckle – noise.

Информация об авторах

Жужукин Анатолий Иванович, инженер-конструктор конструкторского научно-исследовательского отделения, «ОАО КУЗНЕЦОВ». E-mail: cntkknio@yandex.ru. Область научных интересов: голографическая и спекл-интерферометрия.

Соляnnиков Виктор Анатольевич, кандидат технических наук, начальник конструкторского научно-исследовательского отделения, «ОАО КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: поузловая доводка ГТД по параметрам прочности, надёжности и ресурсу.

Zhuzhukin Anatoly Ivanovich, design engineer of the design research department, “Kuznetsov”plc. E-mail: cntkknio@yandex.ru. Area of research: holographic and speckle-interferometry.

Solyannikov Victor Anatolyevich, candidate of technical science, head of the design research department, “Kuznetsov”plc. Area of research: operational development of gas turbine engine elements in terms of their service life, reliability and strength parameters.

УДК 621.9+621.431.75

АНАЛИЗ НАПРЯЖЁННОГО СОСТОЯНИЯ ПРОЦЕССА ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ШТАМПОВКИ ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДОМ ВЫДАВЛИВАНИЯ

© 2012 В. А. Костышев, М. С. Питюгов

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

В статье проведён анализ напряжённого состояния процесса высокоскоростной штамповки методом выдавливания. Подробно анализируются факторы, влияющие на напряжённое состояние на всех стадиях формообразования. Рассматривается влияние сил инерции на силовые параметры выдавливания. Приводятся необходимые зависимости для определения энергосиловых условий формоизменения. Проводится анализ моделирования процесса высокоскоростного выдавливания лопатки компрессора газотурбинного двигателя (ГТД).

Высокоскоростная штамповка, напряжённое состояние, энергосиловые условия, моделирование, лопатка, статическая и инерционная составляющие усилия.

Одним из наиболее перспективных методов изготовления лопаток является высокоскоростное выдавливание [1].

Энергосиловые условия выдавливания

Процесс высокоскоростной штамповки методом выдавливания проходит в три этапа: распрессовка (I этап) и выдавливание (II и III этапы). Проанализируем эти этапы.

Баланс сил на всех этапах описывается уравнением

$$Q = Q_1 + Q_2, \quad (1)$$

где Q – усилие, действующее на заготовку со стороны деформирующего инструмента; Q_1 – «статическая» составляющая усилия; Q_2 – «динамическая» составляющая усилия, образующаяся под действием сил инерции.

Учитывая только осевые компоненты и предполагая, что очаг деформации равен объёму заходного конуса матрицы и линии тока металла направлены к точке пересечения образующих матричной воронки,

определим «динамическую» составляющую усилия [1]:

$$Q_2 = \frac{rn^2}{2} l^2 F_0, \quad (2)$$

где l – коэффициент вытяжки; n – скорость деформирования; r – плотность металла заготовки; F_0 – площадь поверхности замка.

Подставив (2) в (1) и разделив обе части уравнения на F_0 , получим удельное усилие, действующее при высокоскоростной штамповке методом выдавливания:

$$P = P_1 + \frac{l^2 rn^2}{2},$$

где P – удельное усилие; P_1 – «статическая» составляющая удельного усилия.

Характеристика действующих статических усилий и напряжений

Процесс высокоскоростной штамповки методом выдавливания можно разделить на три этапа:

– начальный этап, когда происходит распрессовка заготовки и при этом резко возрастает рабочее усилие;

– основной этап установившегося течения металла, на котором происходит плавное падение усилия штамповки;

– заключительный этап, на котором заполнение сложной гравюры штампа происходит в основном за счёт инерционных сил, а усилие штамповки резко уменьшается.

Из схемы сил, действующих на штампуемый металл в процессе высокоскоростной штамповки методом выдавливания, приведённой на рис. 1, следует, что каждый бесконечно малый объём металла будет находиться в состоянии всестороннего неравномерного сжатия.

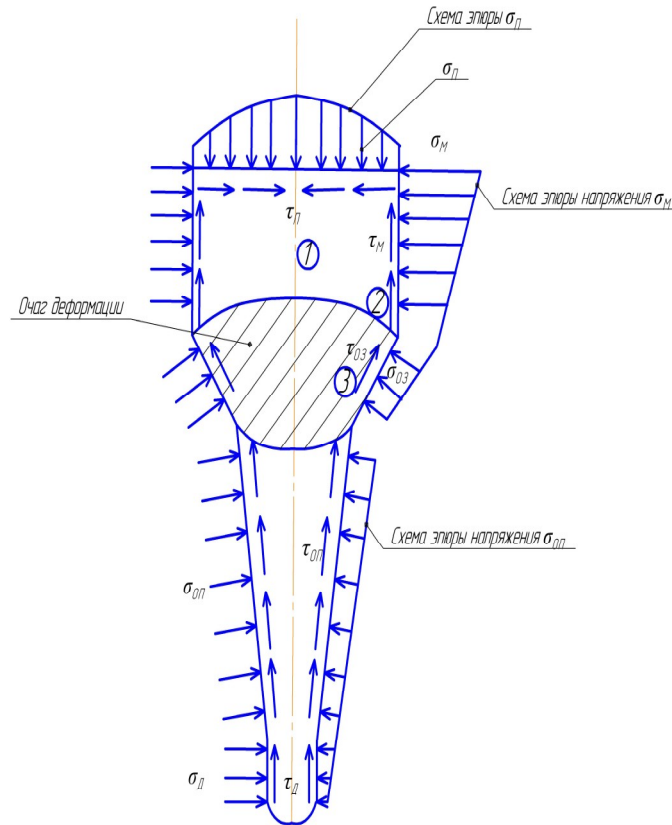


Рис. 1. Схемы сил, действующих на штампуемый металл, эютор деформации и видов напряжённого состояния:

$\sigma_n, \sigma_m, \sigma_{op}, \sigma_d$ – нормальные напряжения на боковых поверхностях пуансона, матрицы, обжимной части замка, пера и донной части соответственно;

$\tau_n, \tau_m, \tau_{op}, \tau_d$ – напряжения контактного трения на пуансоне, матрице, обжимной части замка, пера и донной части, соответственно

При выдавливании на кривошипном горячештамповочном оборудовании периферийные слои металла претерпевают продольные растягивающие напряжения, которые могут превышать продольные напряжения сжатия. В этом случае изменяется напряжённое состояние металла. Всестороннее неравномерное

сжатие переходит в двустороннее сжатие и продольное растяжение.

Такое изменение вида напряжённого деформированного состояния является крайне нежелательным, поскольку снижает технологическую пластичность металла и способствует его разрушению. Для его устранения необходимо решить

задачу по существенному снижению коэффициента контактного трения.

В условиях обработки металлов давлением преобладает, как правило, граничное трение. Это повышает неравномерность напряжённо-деформированного состояния, что способствует созданию неравномерной структуры и, как следствие, комплекса пониженных эксплуатационных механических свойств готового изделия по всему объёму.

Для устранения этого негативного фактора необходимо подобрать такой вид смазочного покрытия, который позволил бы приблизиться к состоянию жидкостно-граничного трения. При таком виде трения между трущимися поверхностями находится жидкая плёнка смазки, полностью не выдавливающаяся и не теряющая свойств жидкости в процессе деформирования. Помимо этого, смазочное покрытие должно удовлетворять ряду требований:

- создавать надёжную сплошную плёнку в течение всего процесса деформирования;
- защищать заготовку от окисления и газонасыщения при нагреве и формообразовании;
- обладать хорошими теплоизоляционными свойствами, чтобы уменьшать потери теплоты при переносе заготовки из печи в штамп и при деформировании;
- не вступать в химическое взаимодействие с поверхностью заготовки и инструмента;
- легко удаляться с поверхности штамповки.

Поскольку коэффициент вытяжки при высокоскоростном выдавливании лопаток может превышать 10 единиц, применение различных видов стекло-смазок, эмалевых покрытий, графитовой суспензии и других видов смазки не оказывает существенного влияния на снижение коэффициента контактного трения и засоряет сложную гравюру штампа. Одним из наиболее эффективных способов снижения коэффициента контактного трения при высоко-

скоростном выдавливании является покрытие исходных заготовок мягкими металлами. Одним из возможных технологических решений является нанесение на титановую заготовку никеля гальваническим методом. При температуре 980°C никель с титаном будут образовывать легкоплавкую эвтектику (рис. 2).

Поскольку воздействие индуктора будет кратковременным, легкоплавкая эвтектика будет образовываться на поверхности прутка тонкой плёнкой и осуществлять роль смазки. Это значительно уменьшит коэффициент контактного трения и обеспечит ламинарное течение металла в контактной зоне: штамповая оснастка – заготовка, что позволит приблизиться к эффекту жидкостно-граничного трения, создать равномерность напряжённо-деформированного состояния по всему объёму штамповки и увеличить ресурс работы штампов.

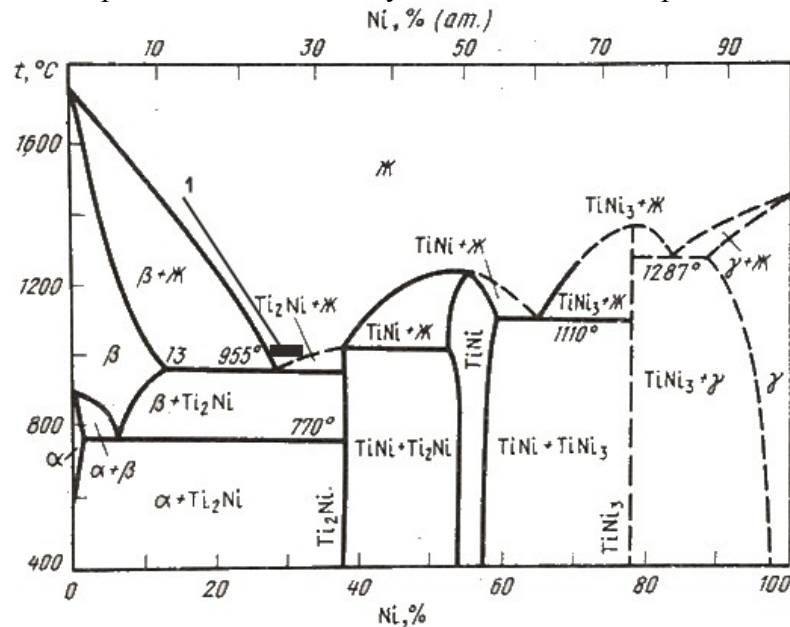
В результате индукционного нагрева поверхность заготовки будет иметь более высокую температуру по отношению к сердцевине. За время подачи заготовки из индукционной нагревательной установки в штамп высокоскоростного молота заготовка охлаждается и будет происходить выравнивание температуры по сечению. Таким образом, в момент деформирования заготовка будет иметь практически одинаковую температуру по всему объёму, а высокая скорость нагрева токами высокой частоты позволяет существенно снизить рост зерна. Это способствует созданию равномерной деформации и последующего структурно-фазового состояния и повышению свойств готового изделия.

Было проведено моделирование процесса высокоскоростной штамповки лопатки в программном продукте DEFORM-3D при коэффициентах контактного трения, равных 0,1 и 0,4. Коэффициент 0,1 соответствует выдавливанию заготовок, предварительно покрытых никелем (рис. 3, а), а

коэффициент 0,4 соответствует случаю без покрытия (рис. 3, б) – базовый вариант.

Очевидно, что лопатки, заготовки которых предварительно покрыты никелем, имеют практически однородную интенсивность напряжений по всему

объёму, в отличие от базового варианта, где наблюдается значительная неоднородность интенсивности напряжений по объёму. Полное давление деформирования при покрытии никелем снижается на 33,5% и составляет 406 МПа против 611 МПа при базовом варианте.



1 – Область эвтектики Ni – Ti

Рис. 2. Диаграмма состояния системы никель-титан (Ni – Ti)

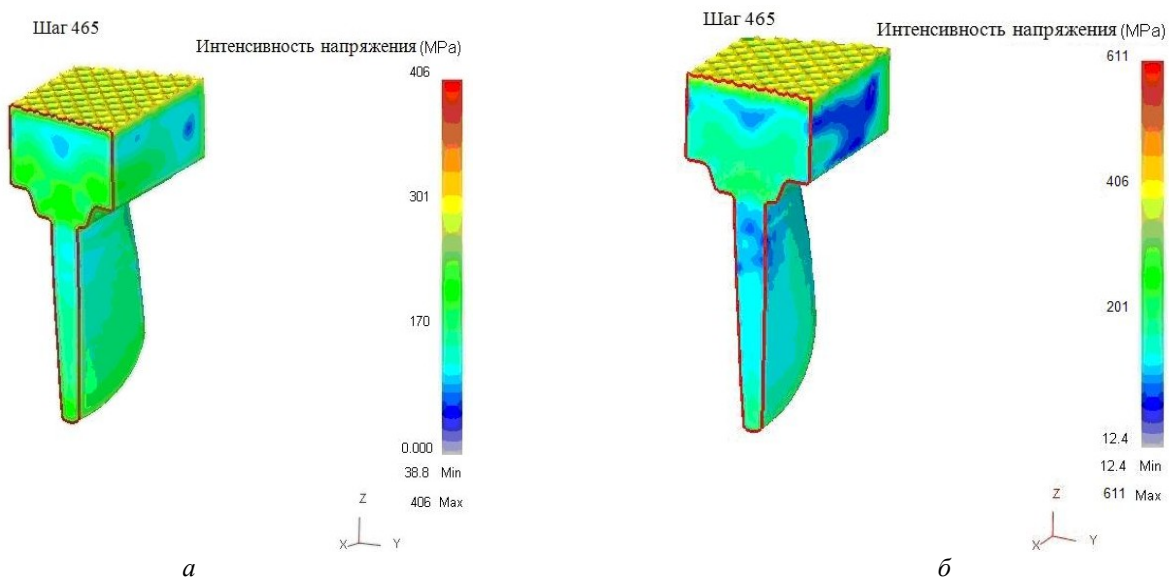


Рис. 3. Интенсивность напряжений при моделировании высокоскоростной штамповки лопатки методом выдавливания в программном продукте «DEFORM - 3D»:
а - штамповка с коэффициентом контактного трения, равным 0,1;
б - штамповка с коэффициентом контактного трения, равным 0,4

Существенная доля брака при производстве лопаток методом высокоскоростного выдавливания приходится на попадание в очаг деформации загрязнений с торцевой поверхности бойка и поверхности исходной заготовки вследствие турбулентного течения металла. Образующаяся при этом пресс-утяжина на подошве замка может превышать 5 мм. Одним из возможных методов устранения пресс-утяжины или снижения её до величины половины припуска на механическую обработку является повышение контактного трения на границе «боёк–заготовка». Этого можно достичь выполнением насечки на поверхности бойка. Повышенное контактное трение будет задерживать контактный слой металла и препятствовать попаданию загрязнений в очаг деформации.

Анализ этого предположения был проведён в программном продукте «DEFORM-3D». Результаты анализа показывают, что интенсивность напряжений достигает максимальных значений в контактной зоне «боёк–заготовка» и существенно превышает интенсивность напряжений во всех других зонах. В моделировании было проведено слежение за точками, находящимися на контактной поверхности «боёк–заготовка». В ходе деформирования попадания этих точек в очаг деформации зафиксировано не было. Таким образом, результаты моделирования в программном продукте «DEFORM-3D» подтверждают теоретические выводы.

Влияние сил инерции на силовые параметры выдавливания

Удельное усилие P , действующее на пуансон в процессе выдавливания, равно [1]:

$$P = \frac{e + \frac{1}{2} \rho v_0^2 \lambda^2}{1 + \frac{m}{M} \lambda^2} \alpha' \rho v^2, \quad (3)$$

где e – удельная энергия деформирования; α' – множитель инерционной составляющей удельного усилия деформирования; m – масса заготовки; M – масса бабы молота.

Из формулы (3) следует, что удельное усилие выдавливания растёт с увеличением скорости деформирования и уменьшается с ростом массы заготовки. Это объясняется тем, что при высоких скоростях деформирования изменяется схема напряжённого состояния металла. По мере увеличения скорости деформирования напряжённое состояние выдавливания переходит в напряжённое состояние волочения. Это обусловлено значительным воздействием на процесс инерционной составляющей усилия. Удельное усилие на бойке уменьшается от максимального значения в начале деформирования до минимального в конце.

Таким образом, применение вышеуказанных технологических приёмов в совокупности с высокими скоростями деформирования позволяет повысить технологическую пластичность за счёт изменения напряжённо-деформированного состояния при формоизменении. Это приводит к повышению эксплуатационной надёжности лопаток и позволяет существенно повысить комплекс механических свойств и стойкость штамповой оснастки.

Библиографический список

1. Согришин, Ю. П. Штамповка на высокоскоростных молотах [Текст] / Ю. П. Согришин, Л. Г. Гришин, В. М. Воробьев. - М.: Машиностроение, 1978. – С. 8.

ANALYSIS OF THE STRESSED STATE OF HIGH-SPEED EXTRUSION PROCESS

© 2012 V. A. Kostyshev, M. S. Pityugov

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

The paper is devoted to the analysis of the stressed state of the process of high-speed extrusion. Factors that influence the stressed state at all stages of shape-forming are analyzed in detail. The influence of inertial forces on the force parameters of extrusion is discussed. The relationships required to determine power conditions of forming are given. Profound analysis of modeling the process of high-speed extrusion of a gas turbine engine compressor blade is carried out. The results of modeling confirm the theoretical conclusions.

High-speed stamping, stressed state, power conditions, modeling, blade, static and inertial constituents of effort.

Информация об авторах

Костышев Вячеслав Александрович, доктор технических наук, профессор кафедры обработки металлов давлением, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kostyshev@ssau.ru. Область научных интересов: обработка металлов давлением, материаловедение.

Питюгов Михаил Сергеевич, аспирант кафедры обработки металлов давлением, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: 123_456_789_1011@mail.ru. Область научных интересов: обработка металлов давлением, материаловедение.

Kostyshev Vyacheslav Aleksandrovich, doctor of technical science, professor, the department of Plastic Working of Metals, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: kostyshev@ssau.ru. Area of research: plastic working of metals, materials engineering.

Pityugov Mikhail Sergeevich, post-graduate student, the department of Plastic Working of Metals, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: 1234567891011@mail.ru. Area of research: plastic working of metals, materials engineering.

УДК 621.431.75

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА МАСЛООТДЕЛЕНИЯ В РАБОЧЕМ КОЛЕСЕ СУФЛЁРА РАДИАЛЬНОГО ТИПА

© 2012 А. Г. Петрухин¹, А. Е. Трянов²¹ОАО «КУЗНЕЦОВ»²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Представлено моделирование процесса маслоотделения в рабочем колесе суфлёра радиального типа. Установлено, что при выбранном диаметре и ширине канала рабочего колеса, заданных его оборотах и определенном объёмном расходе воздухомасляной смеси важным геометрическим параметром, определяющим сепарирующую способность колеса, является относительный диаметр выходного сечения его лопаточной решётки.

Система суфлирования, рабочее колесо центробежного суфлёра, часовой расход масла в двигателе.

Назначение системы суфлирования

Одним из наиболее важных параметров масляной системы авиационного газотурбинного двигателя (ГТД), определяющих её техническое совершенство, является нормируемая величина часового расхода масла. Как показывает практика, возможные причины, которые могут вызвать повышенный расход масла в двигателе, представлены на рис. 1.

Анализ приведённой на рис. 1 структурной схемы показывает, что при обеспечении приемлемого температурного состояния элементов двигателя, контактирующих с маслом, и при отсутствии возможных нарушений герметичности уплотнений отдельных узлов и трубопроводов масляной системы основное влияние на величину часового расхода масла оказывает совершенство системы суфлирования.



Рис. 1. Возможные причины повышенного расхода масла в двигателе

Как известно, в конструкциях опор ГТД с целью отделения масляных полостей двигателя от воздушных применяют специальные уплотнения валов роторов. При этом, для того, чтобы предотвратить утечку масла через любое уплотнение, давление воздуха перед ним должно быть больше, чем давление внутри масляной полости. При создании указанного перепада давления воздух непрерывно будет проникать внутрь масляных полостей опор, препятствуя утечкам масла из них. Очевидно, что для исключения возможности накопления в масляных полостях воздуха, которое приводило бы к уменьшению перепада давления на уплотнениях (в пределе – до нуля), необходимо осуществлять равновесный отвод воздуха из масляных полостей как на постоянных, так и на переменных режимах работы двигателя. Эту функцию выполняет система суфлирования [1].

Основными элементами системы суфлирования являются:

- сепарирующие устройства, в которых осуществляется отделение масла от воздуха, удаляемого из системы суфлирования;
- коммуникации, соединяющие масляные полости с зоной сброса очищенного воздуха.

Многолетняя практика создания и эксплуатации двигателей марки «НК» показала, что важнейшее значение для минимизации расхода масла в авиационном ГТД имеет эффективность процесса маслоотделения в рабочем колесе суфлёра.

Типы суфлёров

В современных авиационных ГТД практически во всех двигателях в системах суфлирования используют приводные динамические сепараторы, получившие название центробежных суфлёров. Основной их функцией является очистка от частиц масла воздуха, удаляемого из масляных полостей двигателя. При этом конструкции суфлёров обеспечивают возвращение в масляную систему отделённого масла.

Центробежные суфлёры радиального типа получили наиболее широкое распространение в двигателестроении. Их применяют практически во всех двигателях, созданных ведущими зарубежными фирмами, а в России радиальные суфлёры использованы во всех ТРДД, разработанных в ОКБ под руководством Генерального конструктора Н.Д.Кузнецова [1]. Преимуществом суфлёров радиального типа по сравнению с суфлёрами осевого типа является значительно меньшая габаритная длина. Также с точки зрения обеспечения компактности конструкции двигателя предпочтение целесообразно отдавать суфлёру радиального типа (за исключением тех случаев, когда суфлёр, размещаемый в виде агрегата на коробке приводов, ограничен по диаметральному размеру).

При работе радиального суфлёра воздухомасляная смесь поступает в его рабочее колесо с периферии (рис. 2). При этом за счёт разности давлений между входом и выходом из рабочего колеса суфлёра воздухомасляная смесь принудительно продавливается через него в сторону отводного канала. Центробежные силы, накладываемые на поток, препятствуют проникновению частиц масла в центральную область ротора.

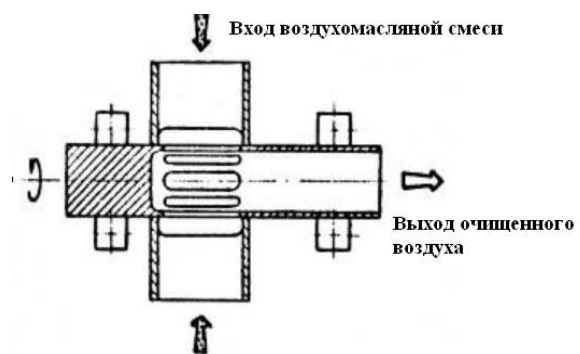


Рис. 2. Рабочее колесо суфлёра радиального типа

Из многочисленных вариантов конструкций колёс таких суфлёров широкое распространение получили колёса с прямыми радиальными лопатками. Можно констатировать факт, что суфлёры данной

конструкции прошли длительную практическую проверку, обеспечив приемлемые результаты по эффективности сепарации воздухомасляных смесей в системах суфлирования ГТД. При этом следует отметить, что конструкции данных колёс технологичны, и они отличаются умеренным гидравлическим сопротивлением.

Рабочие колеса с прямыми лопатками, применяемые на двигателях, имеют либо постоянную ширину канала, либо заужены к периферии. Анализ показывает, что предпочтительней выполнять колёса с постоянной шириной канала. Они обеспечивают снижение входной скорости (при прочих равных условиях), что приводит к улучшению маслоотделения в них. Для такого рабочего колеса с прямыми лопатками легко может быть составлена упрощённая модель маслоотделения, базирующаяся на достаточно точном представлении о кинематике потока в его гидравлическом тракте.

Экспериментальное исследование эффективности сепарирующей способности рабочих колёс суфлёра

Из-за отсутствия в технической литературе справочных данных по теплофизическим свойствам воздухомасляных смесей процессы сепарации воздухомасляной смеси в рабочем колесе не поддаются расчёту с достаточной степенью достоверности их результатов. Поэтому при выборе геометрических размеров рабочих колёс суфлёров конструкторы используют полуэмпирические методы, в основу которых заложены результаты соответствующих экспериментальных исследований.

В ОКБ генерального конструктора Н.Д. Кузнецова был создан специальный стенд для проведения испытаний суфлёров с целью исследования влияния режимных параметров и формы проточной части их рабочих колёс на эффективность маслоотделения в них [1].

Принципиальная схема этого стенда приведена на рис. 3.

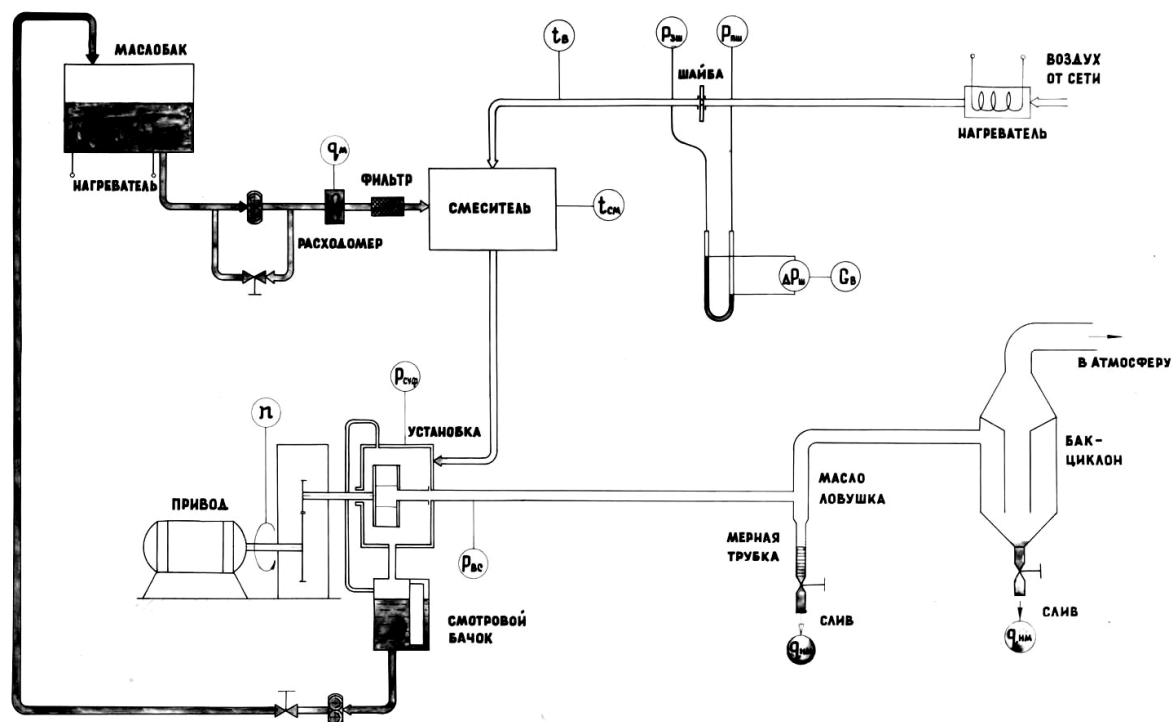


Рис. 3. Схема стенда для испытания суфлёра

Стендовое оборудование, назначение которого заключалось в обеспечении изменяемых рабочих условий, включало следующие основные узлы и системы:

- привод, обеспечивающий возможность двустороннего вращения колеса;
- стационарный корпус суфлёра (названный «установка»), в который поочерёдно устанавливали сменные рабочие колёса;
- масляный бак с подогревателем и автоматическим терморегулированием;
- воздушную систему с подогревателем и автоматическим терморегулированием;
- воздухомасляный смеситель с устройством для распыла масла (за счёт использования двухкомпонентных форсунок);
- статический сепаратор (бак-циклон);
- систему трубопроводов с нагнетающим и откачивающим насосами, фильтрами, клапанами, вентилями и т.д.;
- систему измерения и регулирования уровня параметров;
- систему дистанционного управления с пульта.

Стенд имеет замкнутый масляный и разомкнутый воздушный контуры. Масло из бака и воздух из системы с заданной температурой поступают в смеситель, в котором происходит образование мелко-дисперсной воздухомасляной смеси. Далее полученная смесь поступает в полость исследуемого суфлёра. Из внутренней полости корпуса суфлёра отделённое масло через сливной канал насосом откачивают в бак, а воздух через межлопаточные каналы рабочего колеса, полый вал, магистраль отвода с масляной ловушкой и баком-циклон (для отлова масла) выпускают в атмосферу.

Установка, находящаяся в составе стенда для экспериментальных исследований рабочих колёс радиального типа с различными геометрическими размерами, представлена на рис. 4. Данная установка включает рабочее центробежное колесо, консольно установленное на двух шарикоподшипниках в её корпусе. Центральная полость рабочего колеса соединена через отверстие в покрывном диске с отводным каналом.

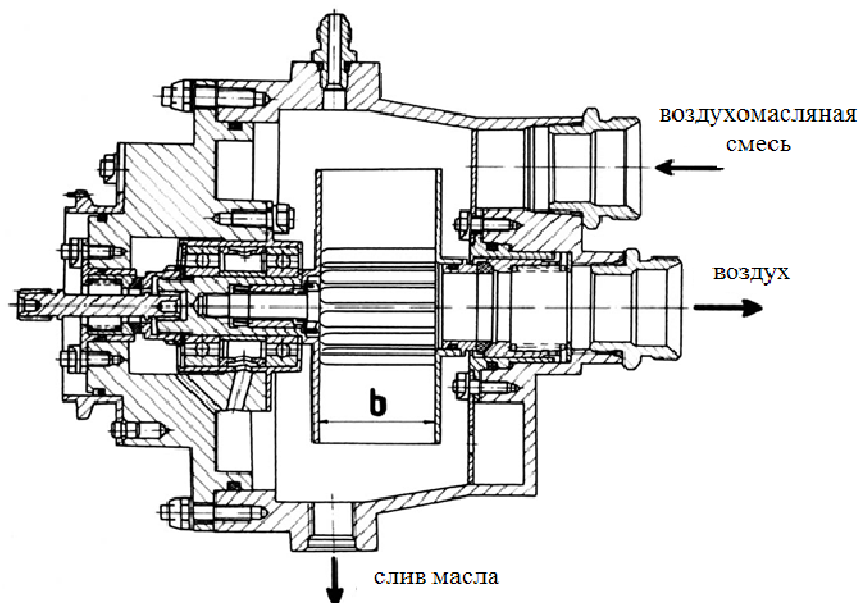


Рис. 4. Установка для экспериментальных исследований колёс выносного суфлёра

Экспериментальные исследования были проведены для серии рабочих колёс радиальных суфлёров, имеющих следующие геометрические размеры:

- наружный диаметр рабочего колеса $D = 60 \div 120$ мм;
- ширина канала $b = 10 \div 50$ мм.

При этом число исследования проводилось для радиальных суфлёров с 12 лопатками, а также для суфлёров с отклонением угла установки лопаток $\pm 20^\circ$.

Для удобства сравнения первичных результатов испытаний по определению эффективности сепарации воздухомасляной смеси и гидравлического сопротивления каждое рабочее колесо испытывали по типовой программе, которая включала следующие режимы:

- количество подаваемого в смеситель воздуха: 10, 20, 30, 40, 50, 60 и 70 г/с;
- объёмное количество подаваемого в смеситель масла: 0,05 и 0,1 л/с;
- частота вращения ротора: 1000, 2000, 3000, 5000, 7000, 9000 и 12000 об/мин.

Причём было установлено, что ни для одного из исследованных колёс не было зафиксировано полное маслоотделение - минимальная величина неотсепарированного масла находилась на уровне 0,1 л/ч. Но следует отметить, что такая величина неотсепарированного масла является вполне допустимой даже для малоразмер-

ных ГТД, т.е. такой уровень является приемлемым для практических целей.

Подробно результаты проведённых испытаний приведены в учебном пособии [1].

Анализ экспериментальных данных и представленное ниже моделирование процесса маслоотделения проводилось применительно к рабочим колесам суфлёра с чисто радиальными лопатками (рис 5).

Картина течения воздухомасляного потока в рабочем колесе суфлёра

Сепарация воздухомасляной смеси в рабочем колесе суфлёра представляет собой сложный физический процесс. Смесь поступает во вращающееся рабочее колесо из периферийной зоны, и при принудительном движении потока в межлопаточных каналах происходит разделение фаз: воздух, очищенный от масла, выходит в центральную зону колеса, а отделённое масло центробежными силами выбрасывается из колеса через его входное сечение. По сути, для суфлируемой воздухомасляной смеси рабочее колесо представляет собой сток, на который натекает поток с чисто радиальной абсолютной скоростью.

О кинематике потока в круговой лопаточной решётке рабочего колеса даёт представление рис. 5.

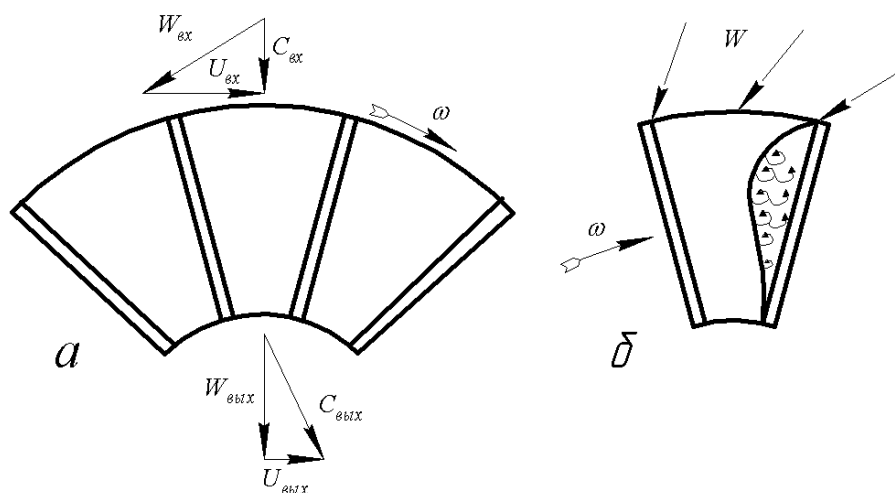


Рис. 5. Кинематика потока в каналах колеса:
а – треугольники скоростей; б – срывные течения в межлопаточном канале колеса

Очевидно, что эффективность сепарации воздухомасляной смеси в сумме будет определяться поведением всех капель масла. При наложении вращения на движущуюся внутри колеса смесь каждая капля масла находится под действием комплекса сил. Обладая по сравнению с воздухом большей инерционностью, капли при течении потока в межлопаточном канале будут иметь существенное поперечное перемещение и, достигнув стенки, будут прилипать к ней. Вследствие этого вдоль стенок лопаток под действием центробежных сил на периферию будет непрерывно стекать плёнка прилипающего к ним масла.

Следует отметить, что обтекание лопаточной решётки на рабочих режимах рабочего колеса суфлёра происходит с большими углами атаки, для которого характерно образование отрывных зон в межлопаточных каналах (рис.5, б). Вихревые течения смеси приводят к резкому изменению её дисперсности и способствуют образованию масляных «жгутов», способных проникать за счёт инерционных сил даже на выход колеса. При этом следует учитывать, что мелкодисперсные частицы масла с размером $d_{\text{ч}} = 1\div 2$ мкм являются трудноотделимыми.

Таким образом, очевидно, что эффективность маслоотделения в рабочем колесе в значительной мере обусловлена траекторией масляных капель, зависящей от поля центробежных сил, времени пребывания потока в колесе и ряда других факторов.

Математическая модель процесса маслоотделения

В первом приближении можно принять, что условием полного маслоотделения будет служить возможность соприкосновения лопатки с любой масляной каплей, проходящей через межлопаточный канал рабочего колеса. В математи-

ческой форме это допущение можно записать в виде следующего неравенства:

$$\varphi_K - 2\pi/z \geq \varphi_{\text{ч}}, \quad (1)$$

где φ_K и $\varphi_{\text{ч}}$ – углы поворота, соответственно, колеса и частицы за время τ прохождения межлопаточного канала частицей масла; z – число лопаток в колесе.

Окружная составляющая скорости частицы масла при входе в колесо (на диаметре D) равна нулю, а при выходе из него она не превысит величину окружной скорости колеса на внутреннем диаметре d лопаточной решётки. Поэтому среднюю окружную скорость частицы масла можно принять равной половине последней. Тогда угловую скорость частицы масла будет определять зависимость

$$\omega_{\text{ч}} = U_{\text{вх}} / 0,5 (D+d),$$

а неравенству (1) можно придать вид

$$\frac{D \cdot U_{\text{вх}} \cdot t}{d \cdot (D+d)} \geq \frac{p}{z}. \quad (2)$$

В данном неравенстве при заданных геометрических размерах колеса неизвестным является время прохождения межлопаточного канала частицей масла. Если считать, что она не отстаёт от воздушного потока, то это время можно определить из соотношения

$$\tau = 0,5 (D-d) / C_{r\text{cp}},$$

где $C_{r\text{cp}}$ – среднелогарифмическая скорость потока в межлопаточном канале.

С учётом загромождения проходного сечения колеса лопатками, имеющими толщину δ , среднелогарифмическая скорость потока равна

$$C_{r\text{cp}} = C_{\text{вх}} \cdot \frac{D - \frac{zd}{p}}{D - d} \cdot \ln \frac{D - \frac{zd}{p}}{d - \frac{zd}{p}}.$$

После определённых преобразований неравенство (2) будет иметь вид

$$\frac{w_K}{4p} \cdot \frac{D \cdot z}{D+d} \cdot \frac{(D-d)^2}{C_{BX}} \cdot \frac{1}{\left(D - \frac{zd}{p}\right) \cdot \ln\left(D - \frac{zd}{p} / d - \frac{zd}{p}\right)} \geq 1. \quad (3)$$

С учётом принятых допущений может быть установлена аналитическая зависимость, позволяющая определять условие полного маслоотделения в рабочем колесе суфлёра.

Для удобства практического использования эту зависимость целесообразно привести к безразмерному виду, а также ввести в неё нормирующие множители, отражающие особенности реальной картины течения в межлопаточных каналах.

С учётом этого рассматриваемому неравенству можно придать окончательный вид

$$\frac{C_{BX}}{U_{BX}} \leq \frac{z}{2 \cdot p} \cdot \frac{(1-\bar{d})^2}{1+\bar{d}} \cdot \frac{K_l \cdot K_n}{\left(1 - \frac{z \cdot \bar{d}}{p}\right) \cdot \ln \frac{1 - \frac{z \cdot \bar{d}}{p}}{\bar{d} - \frac{z \cdot \bar{d}}{p}}}, \quad (4)$$

где $\bar{d}$ – относительный внутренний диаметр колеса, равный отношению d/D ;

$\bar{d}$ – относительная толщина лопаток, равная отношению δ/D ;

В данное соотношение введены два нормирующих множителя K_n и K_l . Первый из них учитывает, что часть капель, соприкоснувшись с поверхностью лопатки, отражается от неё и дробится, и для них потребуется повторное касание стенки. Коэффициент K_l учитывает влияние на процесс маслоотделения боковых стенок колеса, а именно влияние ширины колеса.

Аналитические зависимости для коэффициентов K_n и K_l были установлены на основании анализа результатов упомянутых экспериментальных исследований [1]

$$K_n = \left| \frac{1700}{n} \right| + 0,15; \quad K_l = 30 \cdot \bar{d}^{(2,75+5\bar{b})},$$

где $\bar{b}$ – относительная ширина рабочего колеса, равная отношению b/D .

О возможности практического использования найденной зависимости

При проектировании систем суфлирования масляных полостей ГТД одним из важных вопросов является выбор оптимальных геометрических размеров рабочего колеса суфлёра и его рациональная компоновка либо в составе автономного агрегата, либо при размещении колеса внутри масляной полости двигателя (в коробке приводов, в передней или задней опоре).

Основным исходным параметром при выборе конструкции рабочего колеса суфлёра является объёмный расход воздухомасляной смеси, проходящей через него. При выбираемых диаметре и ширине колеса от этого расхода зависит величина абсолютной входной скорости потока. Но следует учитывать, что расчётный объёмный расход воздухомасляной смеси необходимо определять, исходя из того, что система суфлирования должна иметь запас по пропускной способности (в соответствии с требованиями [2]). Так, при использовании в масляных полостях опор двигателя лабиринтных уплотнений суфлёр должен обеспечивать возможность сепарации объёмного расхода смеси, превышающего фактический не менее чем в 1,5 раза (а при использовании контактных уплотнений – более чем в 2,5 раза).

В процессе эскизной компоновки рабочего колеса, прежде всего, предварительно должны быть выбраны его наружный диаметр D и ширина b . Если принять в качестве расчётных несколько вариантов значений величин D и b , то для каждого из них, используя равенство левой и правой частей зависимости (3), можно найти минимально возможные обороты ротора суфлёра, обеспечивающего приемлемую сепарирующую способность его рабочего колеса.

Однако при этом следует иметь в виду, что для любого выбранного рабочего колеса необходимо экспериментальное подтверждение его сепарирующей способности. Такого рода испытания целесообразно проводить в составе ГТД.

Библиографический список

1. Трянов, А. Е. Проектирование систем сублирования масляных полостей

авиационных двигателей [Текст] / А. Е. Трянов, О. А. Гришанов, С. В. Бутылкин. - Самара: Изд-во СГАУ, 2006. - 83 с.

2. ОСТ 1-00969-80. Системы масляные газотурбинных двигателей самолётов. Общие технические требования [Текст] – Введ. 1980-06-10. – М.: ВНИИСу, 1980. - 41 с.

MODELING OIL SEPARATION IN THE IMPELLER OF A RADIAL- TYPE CENTRIFUGAL BREATHER

© 2012 A. G. Petrukhin¹, A. E. Tryanov²

¹”KUZNETSOV”plc

²Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

The paper describes modeling of oil separation in the impeller of a radial- type centrifugal breather. The derived equation proves that with the chosen diameter and width of the wheel passage, the assigned breather rotor speed and a certain air-oil mixture volumetric flow rate the relative diameter of the impeller blade outer section presents an essential geometric parameter that defines oil separation capacity.

Breathing system, centrifugal breather impeller, engine oil consumption per hour.

Информация об авторах

Петрухин Анатолий Геннадьевич, инженер-конструктор, ОАО «КУЗНЕЦОВ». E-mail: petruhin_t@mail.ru. Область научных интересов: конструкция и производство газотурбинных двигателей.

Трянов Анатолий Ефимович, кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: fdla@ssau.ru. Область научных интересов: вопросы проектирования и эксплуатации авиационных ГТД, перспективы их развития, использование конвертированных двигателей в наземных установках.

Petrukhin Anatoly Gennadyevich, design engineer,”KUZNETSOV”plc. E-mail: petruhin_t@mail.ru. Area of research: GTE designing and manufacturing.

Tryanov Anatoly Efimovich, candidate of technical science, associate professor, the department of aircraft engine design and production, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: fdla@ssau.ru. Area of research: aircraft GTE designing, operation and development prospects; ground application of aeroderivatives.

УДК 534.83+629.78

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЯ НОРМАЛЬНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ МОД ОТСЕКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

© 2012 П. А. Попов¹, А. С. Белов¹, А. Н. Крючков²¹ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС», г. Самара²Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Изложены метод, учитывающий влияние баков горючего и окислителя ракеты-носителя (РН) на распространение звука в межбаковом пространстве, пример нахождения резонансных акустических мод и частот отсека РН, анализ звукоизоляционных характеристик отсека.

Ракета-носитель, отсеки, акустическое давление, звукоизоляция, акустические и структурные моды, волновое уравнение, стоячая волна.

При проектировании изделий ракетно-космической техники (РКТ) одним из направлений работ инженеров является прогнозирование распространения акустических полей внутри отсеков ракет-носителей, так как акустическое поле, создаваемое струями двигательной установки, структурным шумом и турбулентным аэродинамическим потоком, является источником вибрации конструкции РН и бортовой аппаратуры при старте и полёте. Характеристики акустического поля внутри замкнутых цилиндрических отсеков РН неразрывно связаны с определением звукоизоляции их панелей. При этом, как показано в работах [1,2], явление снижения звукоизоляционной способности панелей обусловлено появлением структурных и акустических резонансов и их взаимодействием.

Отсеки РН имеют форму кругового цилиндра. В настоящее время разработан ряд математических моделей распространения акустических полей внутри помещений правильной формы (цилиндр, шар, прямоугольный параллелепипед). В то же время эти модели не описывают полностью процесс распространения акустических мод отсека РН, так как в них не учтены сферические поверхности (баки горючего и (или) окислителя), которые существенно влияют на решение задачи. Целью данной работы является построе-

ние математической модели распространения акустических полей внутри отсека РН и анализ данных звукоизоляционных характеристик отсека на основе этой модели.

Пусть имеется цилиндрический отсек радиусом R и высотой H , ограниченный на основаниях сферическими поверхностями с радиусами кривизны d , при этом минимальное расстояние между сферическими поверхностями равно $\Delta = H - 2(d - \sqrt{d^2 - R^2})$. Радиальные, продольные и окружные моды акустического давления $\bar{P}$ в цилиндрическом отсеке описываются волновым уравнением в цилиндрической системе координат (r, j, z) :

$$\frac{\partial^2 \bar{P}}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial \bar{P}}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 \bar{P}}{\partial j^2} + \frac{\partial^2 \bar{P}}{\partial z^2} - \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 \bar{P}}{\partial t^2} = 0,$$

где c – скорость звука в среде, м/с.

Из данного соотношения, используя подстановку $\bar{P}(r, j, z, t) = P(r, j, z)e^{i\omega t}$, получим уравнение Гельмгольца:

$$\frac{\partial^2 P}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial P}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 P}{\partial j^2} + \frac{\partial^2 P}{\partial z^2} + l^2 P = 0, \quad (1)$$

где $l = \frac{\omega}{c}$ – волновое число, рад/м;

ω – круговая частота, рад/Гц.

Граничные условия для (1) выбираются следующим образом:

- на краях цилиндра и на сферических поверхностях производные по направлениям r и z от амплитуды акустических волн равны нулю;

- окружные моды внутри отсека повторяются с периодичностью $2p$;

- на центральной линии отсека решение не является бесконечным.

Граничные условия для криволинейных границ днищ баков получены из геометрии, изображённой на рис. 1.

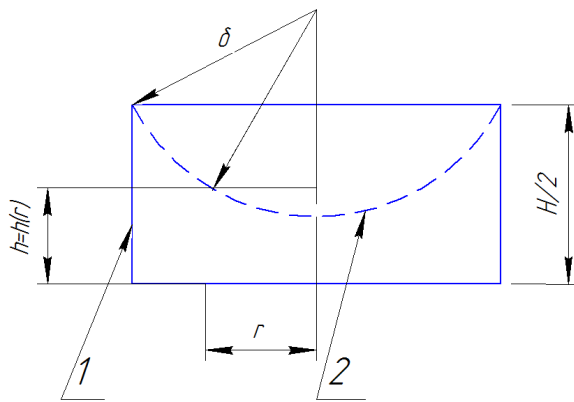


Рис.1. Вспомогательная геометрия половины отсека PH:
1 - каркас отсека PH; 2 – днище бака PH

Граничные условия имеют вид:

$$\begin{aligned} \frac{\partial P}{\partial r}(r=R, j, z) &= 0, \\ \frac{\partial P}{\partial z}(r, j, z=\pm h) &= 0, \end{aligned} \quad (2)$$

$$P(r, j, z) = P(r, j + 2p, z),$$

$$P(r=0, j, z) < \infty,$$

$$\text{где } h = \frac{\Delta}{2} + d - \sqrt{d^2 - R^2}.$$

Задача решается методом разделения переменных:

$$P(r, j, z, t) = R(r)\Phi(j)Z(z)T(t). \quad (3)$$

Подставим (3) в (1) и поделим получившееся на (3):

$$\begin{aligned} \frac{d^2 R(r)}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{dR(r)}{dr} + \frac{1}{r^2} \frac{d^2 \Phi(j)}{dj^2} + \\ \frac{d^2 Z(z)}{dz^2} + l^2 = 0. \end{aligned} \quad (4)$$

Выражение (4) выполняется, когда

$$\frac{d^2 R(r)}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{dR(r)}{dr} + \frac{1}{r^2} \frac{d^2 \Phi(j)}{dj^2} = -m^2, \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{d^2 Z(z)}{dz^2} &= -h^2, \\ (l^2 &= m^2 + h^2). \end{aligned}$$

Первое из уравнений (5) умножим на r^2 и после преобразования получим

$$r^2 \frac{d^2 R(r)}{dr^2} + r \frac{dR(r)}{dr} + m^2 r^2 + \frac{d^2 \Phi(j)}{dj^2} = 0. \quad (6)$$

Выражение (6) выполняется, когда

$$\begin{aligned} r^2 \frac{d^2 R(r)}{dr^2} + r \frac{dR(r)}{dr} + m^2 r^2 &= a^2, \\ \frac{d^2 \Phi(j)}{dj^2} &= -a^2. \end{aligned} \quad (7)$$

Второе из уравнений (7) описывает окружные моды внутри отсека. Рассмотрим следующую задачу нахождения собственных чисел a_i (задача Штурма-Лиувилля):

$$\begin{aligned} \frac{d^2 \Phi(j)}{dj^2} + a^2 \Phi(j) &= 0, \\ \Phi(j) &= \Phi(j + 2p). \end{aligned} \quad (8)$$

Из (8) окружные моды примут вид

$$\Phi_i(j) = A_i \cos(a_i j) + B_i \sin(a_i j), \quad (9)$$

$$(a_i = i \in Z).$$

Первое из выражений (7) является уравнением Бесселя, из (9) можно сделать вывод, что его порядок - целое число. Решения представляют собой сумму двух линейно независимых функции Бесселя и Неймана:

$$R_i(r) = C_i I_i(m \cdot r) + D_i Y_i(m \cdot r),$$

где $I_i(m \cdot r)$ - функция Бесселя i - го порядка;

$Y_i(m \cdot r)$ - функция Неймана i - го порядка.

Известно, что функции Неймана сингулярны в нуле, поэтому в соответствии с последним из условий (2) можно сделать вывод, что радиальные моды будут представлены лишь функциями Бесселя:

$$R_i(r) = C_i I_i(m_i^k r), \quad (10)$$

где k - номер корня функции Бесселя порядка i .

Исходя из первого из условий (2), найдём собственные числа m_i^k (их перечень и резонансные частоты, соответствующие радиальным модам, представлены в табл. 1: 1 - порядок i функции $I_i(m_i^k R)$; 2 - номер корня, k ; 3 - корень, $m_i^k R$; 4 - радиальная резонансная частота

отсека, $f_{рез}^i = \frac{m_i^k c}{2pR}$, Гц).

Были рассмотрены радиальные и круговые моды акустического поля. Для дальнейшего анализа рассмотрим продольные моды и найдём акустические резонансы. Для этого воспользуемся вторым уравнением из (5) с граничными условиями вида

$$\frac{\partial Z}{\partial z}(z = \pm(\frac{\Delta}{2} + d - \sqrt{d^2 - r^2})) = 0. \quad (11)$$

Таблица 1. Перечень собственных чисел и соответствующих им резонансных частот

1	2	3	4
0	1	3,84	152,4
	2	7,01	278,2
	3	10,18	404,0
	4	13,3	527,9
	5	16,48	654,1
	6	19,61	778,3
	7	22,77	903,7
1			
	1	1,8	71,4
	2	5,33	211,5
	3	8,53	338,5
	4	11,7	464,4
	5	14,86	589,8
	6	18,02	715,2
2	7	21,16	839,8
			
	1	3,05	121,1
	2	6,7	265,9
	3	9,96	395,3
	4	13,17	522,7
	5	16,34	648,5
3	6	19,51	774,1
			
	1	4,2	166,7
	2	8,01	317,9
	3	11,34	450,1
	4	14,58	578,7
	5	17,78	705,7
4	6	20,97	839,8
			
	1	5,31	210,7
	2	9,28	368,3
	3	12,68	503,3
	4	15,96	633,4
	5	19,19	761,6
5			
	1	6,41	254,4
6			
	1	7,5	297,7
7			
	1	8,57	340,1
8			
	1	9,64	382,6
9			
	1	10,71	425,1

Условие (11) даст:

$$\begin{aligned} & -F_j h_j \sin(h_j (\frac{\Delta}{2} + d - \sqrt{d^2 - r^2})) + \\ & + E_j h_j \cos(h_j (\frac{\Delta}{2} + d - \sqrt{d^2 - r^2})) = 0, \\ & F_j h_j \sin(h_j (\frac{\Delta}{2} + d - \sqrt{d^2 - r^2})) + \\ & + E_j h_j \cos(h_j (\frac{\Delta}{2} + d - \sqrt{d^2 - r^2})) = 0. \end{aligned} \quad (12)$$

Как известно, уравнение (12) имеет решение при условии:

$$\begin{aligned} & \det(-\eta_j \sin(\eta_j (\frac{\Delta}{2} + \delta - \sqrt{\delta^2 - r^2})))_{11}, \\ & \eta_j \cos(\eta_j (\frac{\Delta}{2} + \delta - \sqrt{\delta^2 - r^2}))_{12}, \\ & \eta_j \sin(\eta_j (\frac{\Delta}{2} + \delta - \sqrt{\delta^2 - r^2}))_{21}, \\ & \eta_j \cos(\eta_j (\frac{\Delta}{2} + \delta - \sqrt{\delta^2 - r^2}))_{22} = 0. \end{aligned} \quad (13)$$

Уравнение (13) преобразуется к виду

$$\sin(2h_j (\frac{\Delta}{2} + d - \sqrt{d^2 - r^2})) = 0. \quad (14)$$

Имеется набор собственных чисел, полученных из (14):

$$h_j = \frac{p \cdot j}{\Delta + 2(d - \sqrt{d^2 - r^2})}. \quad (15)$$

Продольные моды имеют вид

$$\begin{aligned} Z_j(z) = & F_j \cos(\frac{p \cdot j}{\Delta + 2(d - \sqrt{d^2 - r^2})} z) + \\ & + E_j \sin(\frac{p \cdot j}{\Delta + 2(d - \sqrt{d^2 - r^2})} z). \end{aligned} \quad (16)$$

Из (16) следует, что вдоль центральной линии ($r=0$), между днищами баков межбакового отсека имеется семейство стоячих (продольных) волн:

$$Z_j(z) = F_j \cos(\frac{p \cdot j}{\Delta} z) + E_j \sin(\frac{p \cdot j}{\Delta} z).$$

Найдём величину l_{ij}^k :

$$l_{ij}^{k^2} = m_i^{k^2} + (\frac{p \cdot j}{\Delta + 2(d - \sqrt{d^2 - r^2})})^2, \quad (17)$$

m_i^k - находится из табл. 1.

Подставим в (4) выражения (10), (11), (16):

$$\begin{aligned} P_{ij}^k = & I_i(m_i^k r)(A_j^k \cos(ij) + \\ & + B_j^k \sin(ij))(F_j \cos(\frac{p \cdot j}{\Delta + 2(d - \sqrt{d^2 - r^2})} z) + \\ & + E_j \sin(\frac{p \cdot j}{\Delta + 2(d - \sqrt{d^2 - r^2})} z)). \end{aligned} \quad (18)$$

На рис. 2-4 показаны радиальные акустические моды, возникающие в межбаковом пространстве на частоте 71,4 Гц, на различных высотах от срединной плоскости между баками ($H=0$ м) до высоты $H = \frac{\Delta}{2}$ (днище бака).

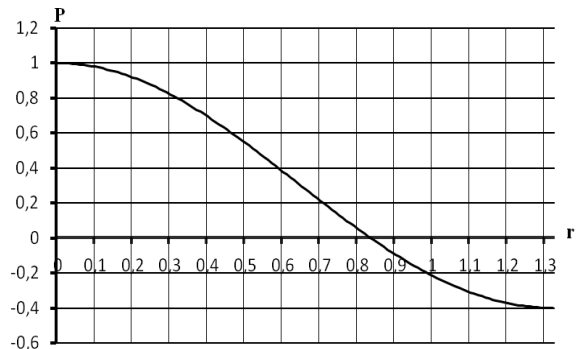


Рис. 2. Акустическая мода, распространяющаяся по срединной плоскости отсека, $H=0$ м (функция Бесселя нулевого порядка)

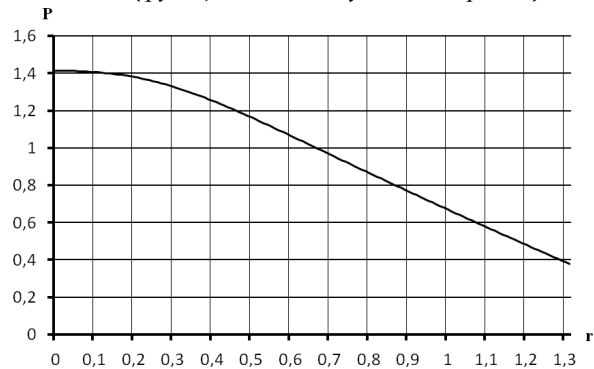


Рис. 3. Акустическая мода, распространяющаяся на высоте $H = \frac{\Delta}{4}$

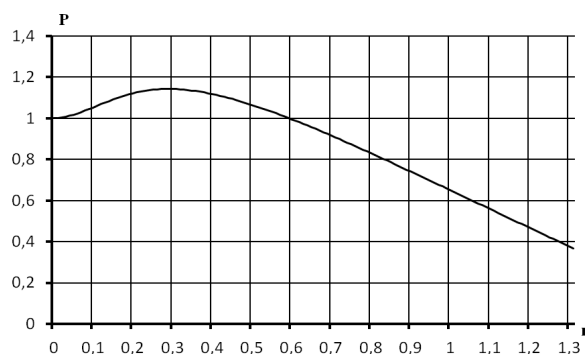


Рис. 4. Акустическая мода, распространяющаяся на высоте $H = \frac{\Delta}{2}$

Как видно из рис. 2, вдоль центральной плоскости цилиндрического отсека со сферическими поверхностями на основаниях распространение акустических волн происходит аналогично цилиндру с плоскими основаниями. Однако при изменении высоты Δ влиянием баков горючего и окислителя РН пренебречь нельзя (см. рис. 3,4) и необходимо использовать модель, предложенную в данной статье.

Для дальнейшего анализа найдём структурные резонансы обечайки отсека

РН. Уравнение динамики при малых смещениях точек тел имеет следующий вид:

$$[M] \times \ddot{\bar{u}} + [B] \times \dot{\bar{u}} + [K] \times \bar{u} = \bar{F}(t), \quad (19)$$

где $[M]$ - матрица масс;

$\ddot{\bar{u}}$ - вектор ускорений в узловых точках;

$[B]$ - матрица демпфирования;

$\dot{\bar{u}}$ - вектор скоростей в узловых точках;

$[K]$ - матрица жёсткости структуры;

$\bar{u}$ - вектор перемещений узлов;

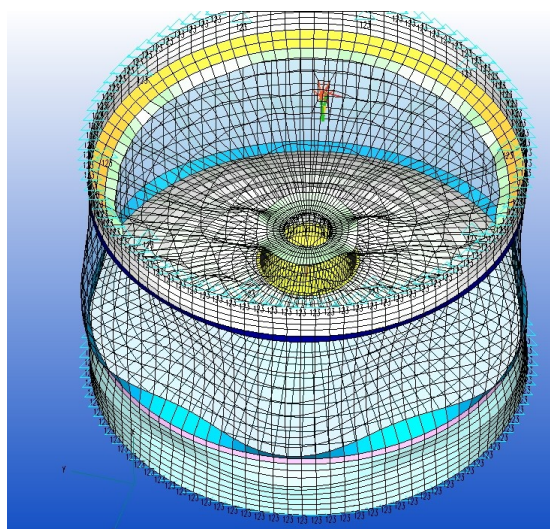
$\bar{F}(t)$ - вектор узловых сил как функция времени.

Принимая равными нулю воздействующие силы, уравнение (19) преобразуем к виду

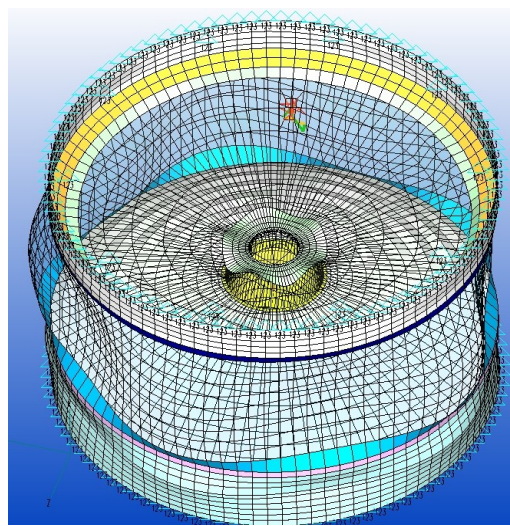
$$[M] \times \ddot{\bar{u}} + [B] \times \dot{\bar{u}} + [K] \times \bar{u} = 0. \quad (20)$$

Решение уравнения (20) показало, что собственные оболочечные колебания обечайки отсека РН на первом тоне составляют 270 Гц. Форма колебания представлена на рис. 5.

Десять оболочечных тонов представлены в табл. 2.



а



б

Рис. 5. Формы собственных колебаний каркаса отсека на частотах: а - 270 Гц; б - 273 Гц

Таблица 2. Оболочечные тона

Номер тона	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Собственная частота, Гц	270	273	283	287	289,5	294,5	322	349	357	370

Как отмечалось ранее, звукоизоляционные характеристики зависят от распределения акустических и структурных резонансов внутри отсека и на его поверхности. Выше такие распределения были получены. Эти данные могут объяснить падения звукоизоляции при пусках РН типа "Союз" в области частот 160-600 Гц. Действительно, как показано в табл.1, акустические резонансы начинаются с 71,4 Гц, а основная их доля попадает в области частот 1/3-октавного спектра с центральными частотами 160, 200, 250, 315, 625 Гц. Оболочечные резонансы (табл. 2, рис. 6) начинаются с 270 Гц. С учётом их высокой плотности следует вывод, что могут возникать на частотной оси поддиапазоны, в которых структурные резонансы совпадают с акустическими резонансами, а основные минимумы звукоизоляции попадают в 1/3 октавные полосы частот с центральными частотами 160, 250, 315, 625 Гц.

В табл. 3 показаны соотношения между акустическими и структурными резонансами и центральные частоты в 1/3-октавном спектре, на которых наблюдается падение звукоизоляционных характеристик панели отсека (рис. 6): 1 - структурные резонансы подкреплённой обо-

лочка отсека, $f_{рез}$, Гц; 2 - радиальная акустическая частота отсека, $f_{рез}$, Гц; 3 - продольная акустическая частота (между полусферами днищ баков), $f_{рез}$, Гц; 4 - места "провалов" в звукоизоляционном спектре, $f_{\frac{1}{3} \text{ окт}}$, Гц.

Таблица 3. Соотношения между акустическими и структурными резонансами и частотами, на которых наблюдается падение коэффициента звукоизоляции панели

1	2	3	4
270 273 287 289 322	71,44 121,1 152,4 166,7		160
	210,7 254		200 250
	297,7 340,1 382,6 425,1		315
		637,5	625

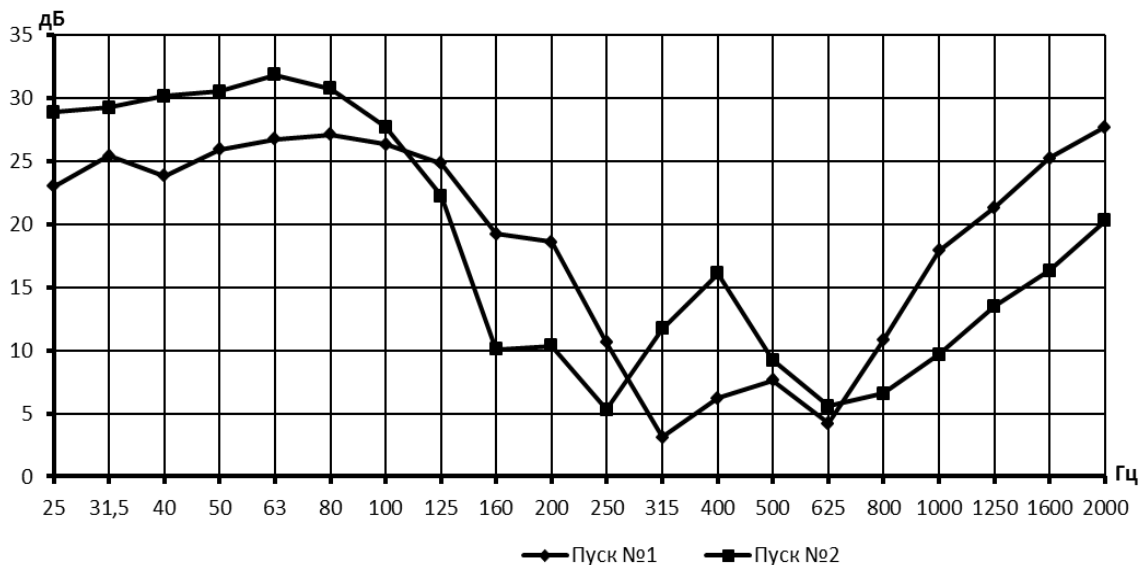


Рис. 6. Перепад звукового давления через обечайку отсека во время полёта РН при различных пусках

Таким образом, разработана математическая модель распространения акустических мод внутри замкнутого отсека, ограниченного двумя сферическими поверхностями. Исследованы акустические и упругие резонансные частоты, значения которых представлены в табл. 1, 2. Проведённый анализ объясняет снижение звукоизоляционных способностей отсека в 1/3-октавных полосах частот с центральными частотами 160, 250, 315, 625 Гц.

Полученная математическая модель полезна при прогнозировании акустического нагружения аппаратуры и конструкции РН с большими диаметрами отсеков (например, РН "Союз-2-3-в") и может быть модифицирована для случаев распространения акустических полей между

плоскими панелями космических аппаратов, между головным блоком и полезной нагрузкой с плоскими и цилиндрическими панелями.

Библиографический список

1. Исследования по повышению звукоизоляции самолетных конструкций (по материалам открытой зарубежной печати) [Текст]. - ЦАГИ, 1990. - 101 с.
2. Экспериментальное определение звукоизоляции межбакового отсека блока III ступени РН "Союз" [Текст] / НТО, инв.№5535. - ЦАГИ, 1999. - 38 с.
3. Владимиров, В. С. Уравнения математической физики [Текст] / В. С. Владимиров - М.: Наука, 1976. - 392 с.

MATHEMATICAL MODEL OF INVESTIGATING NORMAL ACOUSTIC MODES OF LAUNCH VEHICLE MODULES

© 2012 P. A. Popov¹, A. S. Belov¹, A. N. Kryuchkov²

¹State Research and Production Space Rocket Center «TsSKB-Progress»

²Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The article presents a method which considers the influence of fuel and oxidizer tanks of a launch vehicle on sound propagation in the inter-tank space. An example of finding resonant acoustic modes and frequencies of a launch vehicle module and the analysis of sound-insulation characteristics of the module are also given.

Launch vehicle, rocket modules, acoustic pressure, sound insulation, acoustic and structural modes, wave equation, standing wave.

Информация об авторах

Попов Павел Александрович, начальник группы, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС». E-mail: banduir@rambler.ru. Область научных интересов: звукоизоляция и акустические нагрузки.

Белов Анатолий Сергеевич, инженер-конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС». E-mail: AnatoliyBelov@Gmail.com. Область научных интересов: исследование нагружения оборудования КА и РН от вибрационных и акустических воздействий.

Крючков Александр Николаевич, доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kan@ssau.ru. Область научных интересов: виброакустика и динамика машин.

Popov Pavel Aleksandrovich, chief of group, Space Rocket Center «TsSKB-Progress». E-mail: banduir@rambler.ru. Area of research: sound insulation and acoustic loads.

Belov Anatoly Sergeevich, design engineer, Space Rocket Center «TsSKB-Progress». E-mail: AnatoliyBelov@Gmail.com. Area of research: space vehicle and launch vehicle equipment loading caused by vibration and acoustic influence.

Kryuchkov Alexander Nikolaevich, doctor of technical science, professor, the department of automatic systems of power installations, Samara State Space University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: kan@ssau.ru. Area of research: vibration of acoustics and dynamics of machines.

УДК 532.5

ОБЕСПЕЧЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ ГАЗА НЕПРЯМОГО ДЕЙСТВИЯ ПОСРЕДСТВОМ УСТАНОВКИ ДРОССЕЛЯ НА ВХОДЕ

© 2012 Д. М. Стадник¹, В. Я. Свербилов¹, Г. М. Макарьянц¹, М. В. Макарьянц²¹Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)²Федеральное государственное унитарное предприятие "Государственный научно-производственный ракетно-космический центр "ЦСКБ-Прогресс", г. Самара

С помощью методов математического моделирования рассматривается влияние гидравлического сопротивления в виде пакета сетчатых элементов, установленных в подводящем патрубке регулятора давления газа, на динамику системы, с точки зрения обеспечения требуемой точности и устойчивости в широком диапазоне расхода.

Регулятор давления газа, математическая модель, динамические характеристики, тарель, расход, дроссель.

При работе регуляторов давления газа нередко наблюдаются повышенный низкочастотный шум, вибрация корпуса и колебания регулируемого давления. Эти явления вызваны неустойчивостью равновесия клапана в потоке газа. Трудности обеспечения устойчивости подобных конструкций объясняются сложностью физических процессов акустико-вихревого взаимодействия подвижного блока клапана с потоком газа и присоединённой системой. Кроме того, малая вязкость газа делает невозможным создание стабильных сил контактного трения в направляющих поверхностях. Во многих случаях устойчивая работа клапанов обеспечивается силами сухого трения, которые являются нестабильными и значительно изменяются в процессе эксплуатации под влиянием многих факторов. Поэтому неустойчивая работа клапанов может возникать неожиданно в отработанных конструкциях при изменении компоновки системы, изменении условий эксплуатации или технологии изготовления отдельных деталей (изменение входного импеданса

присоединённой системы, изменение параметров вибрации корпуса, изменение чистоты или твёрдости поверхностей трения).

В работе рассматривается дренажно-предохранительный клапан (ДПК) (рис. 1), работающий в режиме регулирования давления газа в ёмкости при её постоянном наддуве. Структурная схема системы показана на рис. 2.

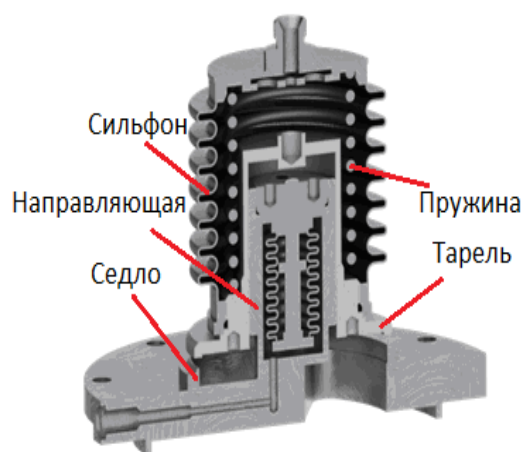


Рис. 1. Дренажно-предохранительный клапан

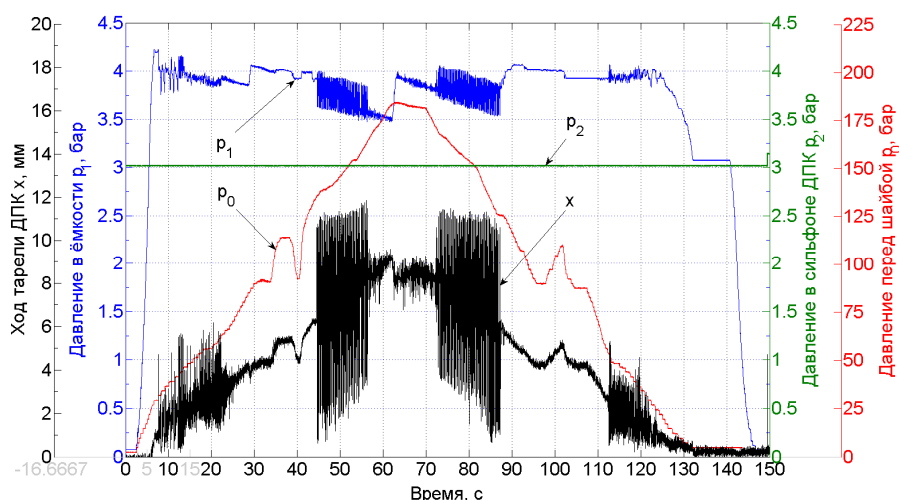


Рис. 4. Неустойчивая работа регулятора давления газа непрямого действия при плавном изменении давления p_0 от 0 до 180 бар перед дроссельной расходной шайбой на входе в ёмкость при отключенном УК

Это позволяет сделать вывод о том, что неустойчивость процесса связана с динамикой дренажно-предохранительного клапана.

Рассмотрим динамическую систему (рис. 2), состоящую из тарели 3 массой m , закреплённой на упругой связи с жёсткостью J (пружина 4 и сильфон 5), и линейным демпфированием D . На входе расположена пневматическая ёмкость 2 объёмом V . Массовый расход газа G_0 определяется дросселем 1 со сверхкритическим перепадом давления, расположенным на входе в ёмкость.

При составлении математической модели клапана примем следующие допущения: рабочее тело – идеальный газ; перепад давления на клапане – сверхкритический; силы нелинейного трения отсутствуют; входной импеданс отводящей присоединённой системы равен нулю ($p_a = const$); гидравлическими потерями и инерционностью потока на входном участке можно пренебречь; площадь входного сечения 1–1 достаточно велика в сравнении с максимальной площадью дросселирующего сечения 2–2, то есть число Маха $M_1 \ll 1$ даже при установлении критического режима течения в сечении 2–2.

Полагая, что состояние газа в ёмкости изменяется по политропическому закону, можем записать [1]:

$$C \cdot \frac{dp_1}{dt} = G_0 - G_1, \quad (1)$$

где $C = \frac{V}{n \cdot R \cdot T_0}$ – пневматическая ёмкость; p_1 – давление в ёмкости; G_1 – массовый расход в сечении 1–1.

Уравнение неразрывности потока между сечениями 1–1 и 2–2 с учётом движения тарели клапана имеет вид

$$G_1 = G_2 + F_1 \cdot r_1 \cdot \frac{dx}{dt}, \quad (2)$$

где G_2 – массовый расход в сечении 2–2; F_1 – площадь поперечного сечения подводящего патрубка (сечение 1–1); r_1 – плотность газа в ёмкости; $\frac{dx}{dt}$ – скорость движения тарели ДПК.

Полагаем, что поперечное сечение подводящего патрубка равно площади седла клапана F_c .

Тогда скорость потока во входном сечении 1–1 будет равна

$$V_1 = \frac{G_1}{F_1 \cdot r_1} = \frac{G_2}{F_1 \cdot r_1} + \frac{dx}{dt}. \quad (3)$$

Расход газа через дросселирующее сечение 2–2 выражается формулами Сен-Венана - Ванцеля [2]:

$$G_2 = \mu_2 \cdot \pi \cdot d_2 \cdot x \cdot p_1 \times \sqrt{\frac{2}{R \cdot T_1} \cdot \frac{k}{k-1} \cdot \left[\left(\frac{p_a}{p_1} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_a}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \text{ при } \frac{p_a}{p_1} > b_{кр}, \quad (4)$$

где m_2 - коэффициент расхода в сечении 2-2; d_2 - диаметр поперечного сечения подводящего патрубка (сечение 1-1); x - ход тарели ДПК; R - газовая постоянная; T_1 - температура торможения в сечении 1-1; k - показатель адиабаты; p_a - атмосферное давление; $b_{кр}$ - критическое отношение давлений;

$$G_2 = \mu_2 \cdot \pi \cdot d_2 \cdot x \cdot p_1 \cdot \sqrt{\frac{k}{R \cdot T_1} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \text{ при } \frac{p_a}{p_1} \leq b_{кр} \text{ или } G_2 = A_2 \cdot x \cdot p_1, \quad (5)$$

$$\text{где } A_2 = m_2 \cdot p \cdot d_2 \cdot \sqrt{\frac{k}{R \cdot T_1} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}.$$

Критическое отношение давлений $b_{кр}$, при котором достигается наибольший весовой расход, определяется конфигурацией проточной части. Для малоподъемных клапанов ($x/d < 0.25$) можно принять

$$b_{кр} = 0,945(b_{кр})_c,$$

где $(b_{кр})_c = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}$ - критическое отношение давлений, соответствующее соплу Лаваля.

Далее будем рассматривать процесс только при сверхкритическом перепаде давления: $p_a/p_1 < b_{кр}$.

Уравнение равновесия тарели как динамического звена со сосредоточенными параметрами m , J , D представим в виде

$$m \cdot \frac{d^2 x}{dt^2} + D \cdot \frac{dx}{dt} + J \cdot x + P_0 - P_\Sigma = 0, \quad (6)$$

где P_Σ - сумма сил нелинейного трения и аэродинамической подъемной силы; P_0 - усилие предварительной затяжки пружины ДПК.

Примем допущение о малости сил трения и рассмотрим влияние подъемной силы потока $P_{аэ} = P_\Sigma$ на статические и динамические характеристики системы.

Выделяются статическая $P_{ст}$ и динамическая $P_{дин}$ составляющие подъемной силы в виде

$$P_{аэ} = P_{ст} + P_{дин}.$$

Статическая $P_{ст}$ составляющая подъемной силы определяется выражением

$$P_{ст} = j \cdot F_1 \cdot (p_1 - p_a),$$

где j - коэффициент подъемной силы.

Динамическая $P_{дин}$ составляющая подъемной силы определяется выражением

$$P_{дин} = y \cdot F_1 \cdot \frac{r \cdot W^2}{2},$$

где y - коэффициент, учитывающий реактивное действие струи в направлении подъема тарели; $\frac{r \cdot W^2}{2}$ - скоростной напор.

Коэффициент ψ зависит от угла выхода потока из дросселирующей щели. Величина коэффициента подъемной силы ϕ зависит от формы тарели, высоты подъема, отношения давлений до и после дросселирующего сечения, диаметра седла и т.д.

Рассмотрим более общий случай наличия динамической составляющей подъемной силы.

Полагая, что скорость потока в сечении 2-2 направлена перпендикулярно оси x , т.е. угол поворота потока составляет 90°, запишем выражение для силы воздействия потока на тарель с учетом изменения количества движения среды и сил давления со стороны полости сиффона:

$$P_\Sigma = j \cdot F_1 \cdot p_1 - F_2 \cdot p_2 - (F_1 - F_2) \cdot p_a + G_1 \cdot (V_1 - \frac{dx}{dt}), \quad (7)$$

где F_2 - часть площади тарели, на которую действует давление p_2 , подаваемое в полость сильфона со стороны управляющего клапана.

Подставляя в (7) соотношения (2) и (3), получим силу воздействия среды на тарель в виде

$$P_z = \Phi \cdot F_1 \cdot p_1 - F_2 \cdot p_2 - (F_1 - F_2) \cdot p_a + \left(\frac{G_2}{F_1 \cdot \rho_1} + \frac{dx}{dt} \right) \cdot G_2. \quad (8)$$

Уравнение равновесия тарели (6) с учётом (8), (5) и уравнения состояния $p_1 = r_1 \cdot R \cdot T_1$ примет вид

$$m \cdot \frac{d^2 x}{dt^2} + (D - A_2 \cdot x \cdot p_1) \cdot \frac{dx}{dt} + J \cdot x + P_0 - j \cdot F_1 \cdot p_1 + F_2 \cdot p_2 + (F_1 - F_2) \cdot p_a - \frac{A_2 \cdot p_1 \cdot R \cdot T_1}{F_1} \cdot x^2 = 0. \quad (9)$$

Аналогично уравнение (1) можно привести к виду

$$C \cdot \frac{dp_1}{dt} = G_0 - A_2 \cdot x \cdot p_1 - F_1 \cdot \frac{p_1}{R \cdot T_1} \cdot \frac{dx}{dt}. \quad (10)$$

На основании уравнения (10) давление p_2 в полости сильфона ДПК будет определяться следующим выражением:

$$C_2 \cdot \frac{dp_2}{dt} = F_2 \cdot \frac{p_2}{R \cdot T_2} \cdot \frac{dx}{dt} - G_{p2}, \quad (11)$$

где G_{p2} - массовый расход газа в трубопроводе 15.

Запишем уравнения для соединительной арматуры.

Уравнение движение газа в трубопроводе 15 без учёта упругих свойств среды[2]:

$$(p_2 - p_3) \cdot \frac{F_{p2}}{l_{p2}} = \frac{dG_{p2}}{dt}, \quad (12)$$

где G_{p2} - массовый расход газа в трубопроводе 15; p_3 - давление в проточной полости УК; F_{p2} - площадь проходного сечения трубопровода 15; l_{p2} - длина трубопровода 15.

Аналогично запишем уравнение для трубопровода 14:

$$(p_1 - p_4) \cdot \frac{F_{p1}}{l_{p1}} = \frac{dG_{p1}}{dt}, \quad (13)$$

где G_{p1} - массовый расход газа в трубопроводе 14; p_4 - давление в глухой полости УК; F_{p1} - площадь проходного сечения трубопровода 14; l_{p1} - длина трубопровода 14.

Уравнение расхода газа через дроссель 10 имеет вид

$$G_4 = \mu_4 \cdot F_4 \cdot p_1 \times \sqrt{\frac{2}{R \cdot T_1} \cdot \frac{k}{k-1} \cdot \left[\left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}, \quad (14)$$

где m_4 - коэффициент расхода через дроссель 10.

Уравнение неразрывности:

$$G_{p2} + G_4 = G_3, \quad (15)$$

где G_3 - массовый расход газа на входе в проточную полость УК.

Запишем уравнения для УК.

Уравнение расхода газа через УК:

$$G_5 = \mu_5 \cdot \pi \cdot d_5 \cdot y \cdot p_3 \times \sqrt{\frac{k}{R \cdot T_5} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2 \cdot (k-1)}}}, \quad (16)$$

где y - ход штока УК; d_5 - диаметр седла УК; m_5 - коэффициент расхода через УК.

Уравнение неразрывности для проточной полости УК:

$$C_3 \cdot \frac{dp_3}{dt} = G_3 - G_5. \quad (17)$$

Уравнение неразрывности для непроточной (глухой) полости УК:

$$C_4 \cdot \frac{dp_4}{dt} = G_{p1} - F_{syk} \cdot \frac{p_4}{R \cdot T_4} \cdot \frac{dy}{dt}, \quad (18)$$

где F_{syk} - площадь сильфона УК.

Уравнение равновесия штока УК:

$$M_p \cdot \frac{d^2 y}{dt^2} + D_p \cdot \frac{dy}{dt} + J_p \cdot y + P_{0p} - (p_4 - p_a) \cdot F_{syk} = 0, \quad (19)$$

где M_p - масса штока УК; D_p - линейное демпфирование; J_p - суммарная жёсткость пружины 8 и сильфона 9 УК.

Полученная система уравнений (9) - (19) описывает свободное движение системы "тарель-ёмкость" с учётом измене-

ния количества движения и влияния динамики трубопроводов и УК. Её исследования проводились с помощью численных методов в программной среде Matlab/Simulink при следующих конструктивно-настроечных параметрах (табл. 1).

Таблица 1

Параметр, единица измерения	Обозначение	Значение
Масса тарели ДПК, кг	m	0.5
Масса штока УК, кг	M_p	0.166
Жёсткость пружины, Н/м		
ДПК	J	20000
УК	J_p	170000
Площадь проходного сечения подводящего патрубка, м ²	F_1	$7.085 \cdot 10^{-3}$
Коэффициент расхода	μ	0,6
Предварительное усилие затяжки пружины, Н:		
ДПК	P_0	1850
УК	P_{0p}	125
Максимальный массовый расход, кг/с	G_{0max}	1,8
Температура торможения, К	T	293
Газовая постоянная, Дж/кг/К	R	287

Как показано в работе [3], устойчивость предохранительного клапана можно обеспечить путём увеличения действительной части импеданса подводящей магистрали, например, с помощью дросселя, установленного во входном сечении клапана. При использовании пористого материала или пакета сетчатых элементов характеристика дросселя близка к линейной в широком диапазоне расхода. Тогда перепад давления на дросселе равен

$$p_1 - p'_1 = Z_R \cdot G_1, \quad (20)$$

где $Z_R = const$.

Добавляя соотношение (20) к модели клапана, проведём её исследование с использованием программы Simulink.

На рис. 5 показаны полученные на модели графики изменения высоты подъёма тарели над седлом (рис. 5, а), давле-

ния в ёмкости (рис. 5, б), высоты подъёма штока управляющего клапана (рис. 5, в) и давления в сильфоне основного клапана (рис. 5, г) по времени при нулевом демпфировании и постоянном расходе газа. Как следует из рис. 5, а, при малом гидравлическом сопротивлении

$$(Z_r \leq 20 \frac{\text{кПа} \cdot \text{с}}{\text{кг}})$$

при открытии клапана устанавливаются незатухающие колебания с амплитудой, равной величине x_0 . Эти колебания сопровождаются колебаниями давления p_1 в ёмкости.

При увеличении гидравлического сопротивления на входе в клапан амплитуда колебаний уменьшается. При

$$Z_r = 30 \frac{\text{кПа} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

колебания становятся затухающими.

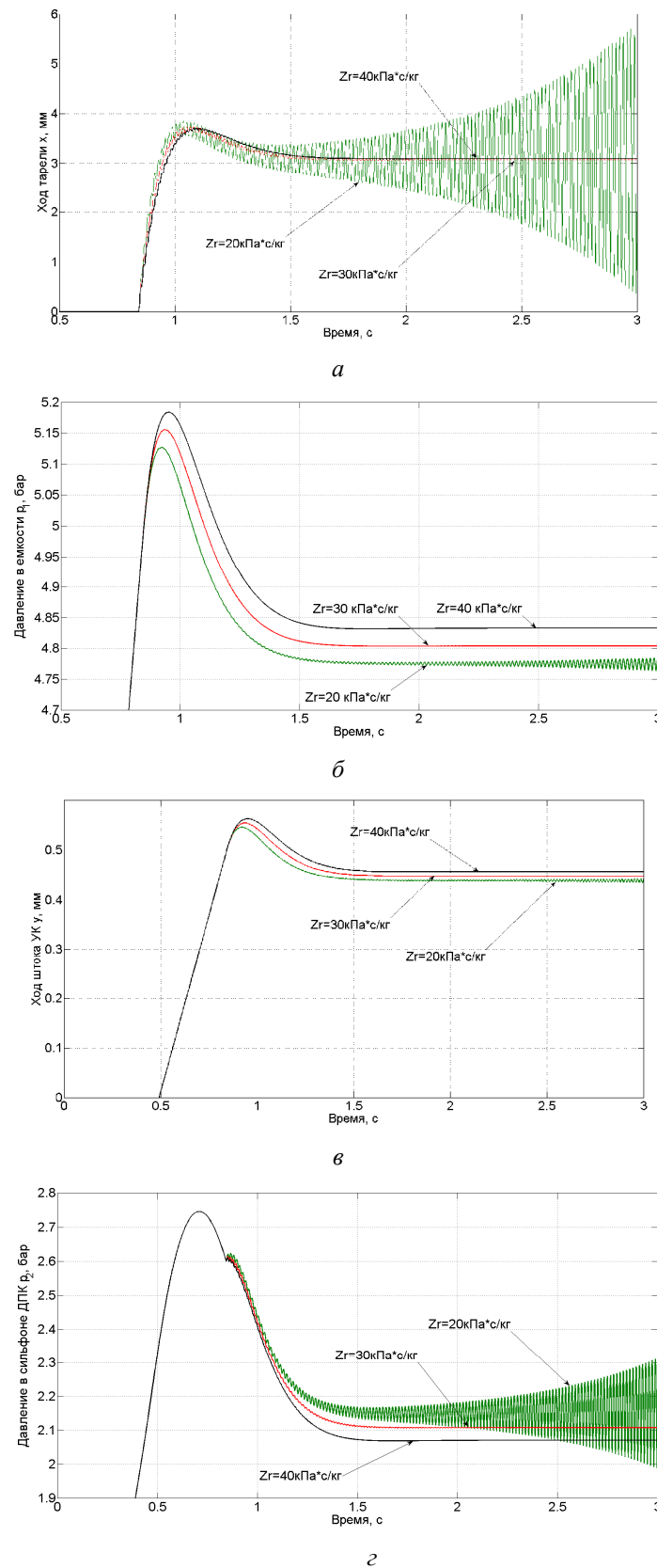


Рис. 5. Влияние сопротивления на входном участке Z_R на динамику системы при $D=0$:
 а – на изменение высоты подъёма тарелки x , б – на изменение давления p_1 в ёмкости,
 в – на изменение высоты подъёма штока УК y , г – на изменение давления p_2 в сильфоне ДПК

Таким образом, перегородка повышает запас устойчивости клапана и обеспечивает удовлетворительное качество

переходного процесса за счёт незначительного снижения статической точности (рис. 6).

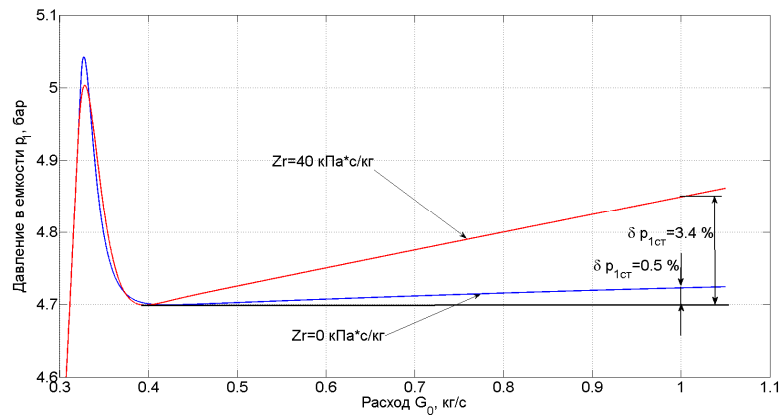


Рис. 6. Влияние гидравлического сопротивления перегородки на статическую ошибку регулирования давления газа в ёмкости

Выводы

1. Получена математическая модель, которая позволяет рассчитывать гидравлическое сопротивление перегородки, устанавливаемой на входе в клапан для стабилизации динамического процесса при учёте влияния коэффициента подъёмной силы, динамики соединительной арматуры и УК.

2. Установка дросселя во входном сечении клапана позволяет существенно расширить область его устойчивой работы.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках программы "Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплек-

са России на 2007-2013 годы", тема: 2011-1.9-519-003-091.

Библиографический список

- 1 Мольт, Р. Гидропневмоавтоматика [Текст] / Р. Мольт; пер. с франц. - М.: Машиностроение, 1975. - 352 с.
- 2 Залманзон, Л. А. Теория элементов пневмоники [Текст] / Л. А. Залманзон. - М.: Наука, 1969. - 508 с.
- 3 Шорин, В. П. Correcting Devices for Control Systems [Текст] / В. П. Шорин, В. Я. Свербилов, Г. В. Шестаков // Proceedings of the Third JHPS International Symposium on Fluid Power: сб. науч. тр. / Yokohama, 1996. - С. 597-601.

STABILIZATION OF A PILOT-OPERATED GAS PRESSURE CONTROL VALVE BY PLACING A THROTTLE AT THE INLET

© 2012 D. M. Stadnik¹, V. Ya. Sverbilov¹, G. M. Makaryants¹, M. V. Makaryants²

¹Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

²State Research and Production Space Rocket Center "TsSKB-Progress"

The paper presents the analysis of the influence of a throttle installed at the inlet of a pilot-operated gas pressure control valve on the system dynamics in terms of providing the required accuracy and stability over a wide flow range.

Gas pressure control valve, mathematical model, dynamic characteristics, mass flow rate, poppet valve, throttle.

Информация об авторах

Стадник Дмитрий Михайлович, аспирант, инженер кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sdm-63@bk.ru. Область научных интересов: моделирование систем регулирования давления газа, динамика регуляторов давления.

Свербиллов Виктор Яковлевич, кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: v.sverbilov@mail.ru. Область научных интересов: динамика топливных систем, динамика регуляторов давления, подавление пульсаций в трубопроводных цепях.

Макарьянц Георгий Михайлович, кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: georgy.makaryants@gmail.ru. Область научных интересов: виброакустика и динамика трубопроводных систем, динамика регуляторов давления.

Макарьянц Михаил Викторович, заместитель главного конструктора по пневмогидроавтоматике, ФГУП "ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс". E-mail: mikhail.makaryants@gmail.ru. Область научных интересов: динамика пневмо- и гидроагрегатов.

Stadnik Dmitry Mikhailovich, postgraduate student, engineer, the department of automatic systems of generating units, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: sdm-63@bk.ru. Area of research: modeling of gas pressure control systems, dynamics of gas pressure control valves.

Sverbilov Viktor Yakovlevich, candidate of technical science, associate professor, the department of automatic systems of generating units, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: v.sverbilov@mail.ru. Area of research: dynamics of fuel systems, dynamics of gas pressure control valves, suppression of pulsations in pipelines.

Makaryants Georgy Mikhailovich, candidate of technical science, associate professor, the department of automatic systems of generating units, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: georgy.makaryants@gmail.ru. Area of research: vibroacoustics and dynamics of pipeline systems, dynamics of gas pressure control valves.

Makaryants Mikhail Viktorovich, chief of division, Space Rocket Center "TsSKB-Progress". E-mail: mikhail.makaryants@gmail.ru. Area of research: dynamics of pneumatic and hydraulic units.

УДК 629.7.015.4

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НЕСКВОЗНЫХ ТРЕЩИН (ЦАРАПИН) НА ПРОЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2012 А. С. Яковлев

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

Целью настоящей работы является определение области возможных предельных состояний пластины, имеющей несквозной трещиновидный дефект (царапину), из идеального упругопластичного материала, находящегося в плоском напряжённом состоянии. Такая задача имеет более общий характер и представляет больший практический интерес, чем просто задача о трещине, поскольку в тонкостенных конструкциях и оболочках, будь то фюзеляж самолёта или топливные баки ракет и т.п., всегда существуют повреждения, возникающие в результате внешних воздействий и в процессе эксплуатации трансформирующиеся в царапины.

В свою очередь, размеры царапины будут в результате действия циклических нагрузок, возникающих при эксплуатации, постепенно увеличиваться (прежде всего по толщине). Естественным образом возникает задача определения таких предельных размеров этих дефектов, которые при заданном уровне эксплуатационных нагрузок могут привести к катастрофическому разрушению всей конструкции.

Тонкостенные элементы, нагрузки, плосконапряжённое состояние, краевая задача, царапина, трещина, Дагдейл.

Рассмотрим бесконечную пластину толщиной h , в которой имеется царапина длиной $2l$ и глубиной a (рис.1). Пластина растягивается на бесконечности напряжениями P , при этом выполняется условие $h \ll 2l$.

В этом случае считают, что справедлива гипотеза Дагдейла об узких, вытянутых вдоль линии царапины пластических

зонах длиной $c - l$, в которых действуют сжимающие напряжения, равные пределу текучести s_s [1]. Распространяя эту гипотезу на всю царапину, будем считать, что на всей её длине $2l$ также действуют сжимающие напряжения, величина которых зависит от глубины царапины (рис. 1):

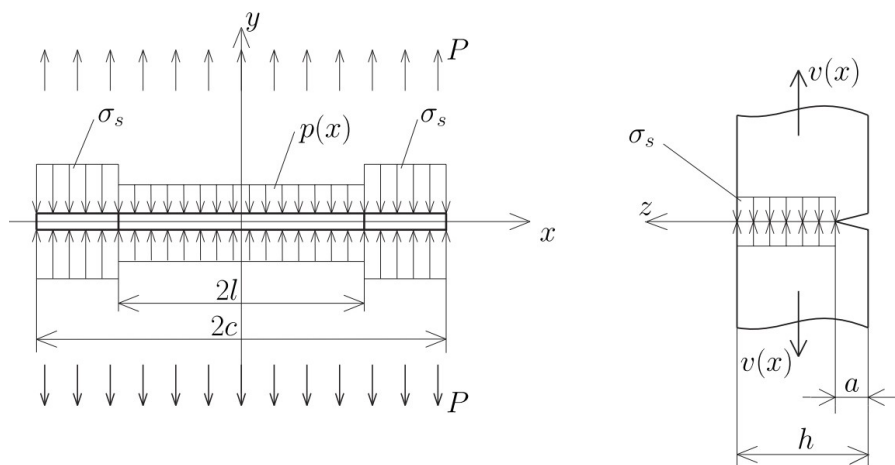


Рис. 1. Схема нагружения берегов царапины с постоянной глубиной

$$p(x) = s_s \cdot \left(1 - \frac{a}{h}\right). \quad (1)$$

При $a=0$ получаем бездефектную пластину, находящуюся в состоянии текучести, а при $a=h$ возникает задача Дагдейла для сквозной трещины.

Исходя из физического смысла задачи, очевидно, что на величину P следует наложить следующее ограничение:

$$p(x) \geq s_s \cdot \left(1 - \frac{a}{h}\right), \quad (2)$$

чтобы при нагружении берега царапины не контактировали и не перекрывали друг друга.

Без учёта изменения толщины пластины (утонения) как на самой царапине, так и в пластических зонах (линеаризованная постановка) граничные условия для рассматриваемой задачи примут вид

$$p(x) = \begin{cases} -P + s_s \cdot \left(1 - \frac{a}{h}\right), & |x| \leq l; \\ -P + s_s, & l \leq |x| \leq c; \end{cases} \quad (3)$$

$$v(x) = 0; \quad |x| \geq c.$$

Здесь $v(x)$ – смещение берегов царапины и пластических зон.

Решение этой краевой задачи в классе разрывных решений теории упругости можно найти различными методами (использованием интегральных уравнений различного рода, сведением к задаче сопряжения и т.д.). В наиболее удобном виде решение задачи (3) запишется следующим образом [2,3]:

$$v(x) = -\frac{m}{2\pi} \cdot \left[-P + s_s \cdot \left(1 - \frac{a}{h}\right) \cdot \int_{-1}^1 \Gamma(c, x, \xi) d\xi \right] - \frac{m}{2\pi} \cdot \left[(-P + s_s) \cdot \left(\int_{-c}^{-1} + \int_1^c \right) \Gamma(c, x, \xi) d\xi \right], \quad (4)$$

$$|x| \leq c.$$

Здесь ξ – точка на оси x ; $m = \frac{2}{E}$ для плоского напряжённого состояния; E – модуль упругости;

$$\Gamma(c, x, \xi) = \ln \frac{c^2 - x \cdot x + \sqrt{(1-x^2) \cdot (1-x^2)}}{c^2 - x \cdot x - \sqrt{(1-x^2) \cdot (1-x^2)}}. \quad (5)$$

Сделаем замену переменных:

$$t = \frac{x}{c}; \quad j = \frac{x}{c}; \quad g = \frac{l}{c}$$

и перепишем уравнение (4) в виде

$$v(t) = -\frac{m \cdot s_s \cdot l}{2 \cdot p \cdot g} \cdot \left[\left(1 - \frac{P}{s_s}\right) \cdot \int_{-1}^1 \Gamma(1, t, j) \cdot dj \right] + \frac{m \cdot s_s \cdot l}{2 \cdot p \cdot g} \cdot \frac{a}{h} \cdot \left[\int_{-g}^g \Gamma(1, t, j) \cdot dj \right] \cdot |t| \leq 1. \quad (6)$$

В этом уравнении параметрами являются внешнее усилие P , которое считается независимым, и величина g , характеризующая длину пластических зон и определяемая из условия плавного смыкания их берегов $v'(t) = 0$, $t \rightarrow 1$. Поэтому, дифференцируя (6) по t , переходя к пределу при $t \rightarrow 1$ и опуская промежуточные выкладки, получим

$$\left(1 - \frac{P}{s_s}\right) = \frac{2}{p} \cdot \frac{a}{h} \cdot \arcsin g. \quad (7)$$

Подставив (7) в (6), получим окончательно

$$v(t) = -\frac{l \cdot l \cdot a}{p \cdot h \cdot g} \cdot [(g+t) \cdot \Gamma(1, t, -g)] - \frac{l \cdot l \cdot a}{p \cdot h \cdot g} \cdot [(g-t) \cdot \Gamma(1, t, g)], \quad |t| \leq 1. \quad (8)$$

$$\text{Здесь } l = \frac{s_s}{E}.$$

Состояние, соответствующее началу роста царапины в направлении толщины пластины, определяем, используя деформационный критерий разрушения – критическое раскрытие трещины, при этом

$$v(0) = v_*, \quad (9)$$

где v_* – предельное раскрытие берегов царапины, при котором она распространяется на всю толщину h в направлении оси z в некоторой малой окрестности точки $t = 0$. Тогда согласно уравнению (8) получим

$$v(0) = \frac{2 \cdot l \cdot l \cdot a}{p \cdot h} \cdot \ln \frac{1 + \sqrt{1 - g_0^2}}{1 - \sqrt{1 - g_0^2}} = v_*. \quad (10)$$

Определив отсюда величину g_0 , по формуле (7) можно вычислить значение внешнего усилия P_0 , соответствующего началу процесса роста царапины по толщине.

Этот процесс, в зависимости от геометрических параметров царапины и механических характеристик материала, может развиваться как с увеличением внешней нагрузки, так и с её уменьшением. Но обязательно он приводит к конечному состоянию, при котором царапина трансформируется в сквозную трещину на всей своей длине.

Не проводя детального исследования процесса роста царапины по толщине, делаем сравнительный анализ только начального и конечного состояний, поскольку именно эти состояния характеризуют несущую способность рассматриваемой пластины выдерживать нагрузку без разрушения.

Параметры начального состояния определяются уравнениями (7) и (10). Условие разрушения в конечном состоянии, аналогичное (9), имеет вид

$$v(g_k) = v_*. \quad (11)$$

Параметры конечного состояния получим из (7) и (8), подставив в них значения $\frac{a}{h} = 1$ и $t = g_k$:

$$v(g_k) = -\frac{4 \cdot l \cdot l}{p} \cdot \ln g_k = v_*,$$

$$\frac{P_k}{s_s} = \frac{2}{p} \cdot \arccos g_k. \quad (12)$$

Введём следующие обозначения:

$$v_0 = \frac{p \cdot v(0)}{l \cdot l}; \quad v_k = \frac{p \cdot v(g_k)}{l \cdot l}$$

и параметр $\bar{P} = \frac{P_k}{P_0}$, характеризующий состояние пластины с царапиной: при $\bar{P} < 1$

предельным является начальное состояние, и конечное, если $\bar{P} > 1$.

Будем считать, что критическое значение раскрытия берегов v_* при одном и том же материале одинаково как для царапины, так и для трещины. Тогда

$$v_0 = v_k \quad (13)$$

и, задавая значения $\frac{a}{h}$ и $\frac{P_0}{s_s}$, из (7) и (10)

находим v_0 , а используя (13), по уравнениям (12) определяем соответствующие

значения $\frac{P_k}{s_s}$ и $\bar{P}$. На рис. 2 представлены результаты численных расчётов по этому алгоритму.

Точки пересечения зависимостей $\bar{P}\left(\frac{a}{h}\right)$ с прямой $\bar{P}=1$ определяют те значения $\frac{a}{h}$, меньше которых предельное состояние определяется по уравнениям (7) и (10). При больших значениях $\frac{a}{h}$ необходимо использовать уравнения (12). В обоих случаях должно выполняться условие (1).

На рис. 3 представлена зависимость $\frac{P_0}{s_s}$ от $\frac{a}{h}$ при $\bar{P}=1$, полученная в результате перестроения данных на рис. 2, а также показана область допустимых значений $\frac{P_0}{s_s} \geq 1 - \frac{a}{h}$. Таким образом, если при заданном номинальном уровне внешних напряжений $\frac{P_0}{s_s}$ царапина в результате циклического изменения этих нагрузок при эксплуатации «прорастает» на глубину $\frac{a}{h}$, то по этим данным можно определять, в состоянии А или В находится пластина, и для определения предельных значений параметров, приводящих к разрушению, использовать соответствующие зависимости.

В заключение следует отметить то обстоятельство, что в реальных элементах конструкции царапины развиваются в глубину неравномерно таким образом, что изначально прямой фронт царапины искривляется, и это приводит к изменению границы между областями А и В на рис. 3.

Соответствующая задача для царапины с переменной глубиной рассматривается в работе [4].

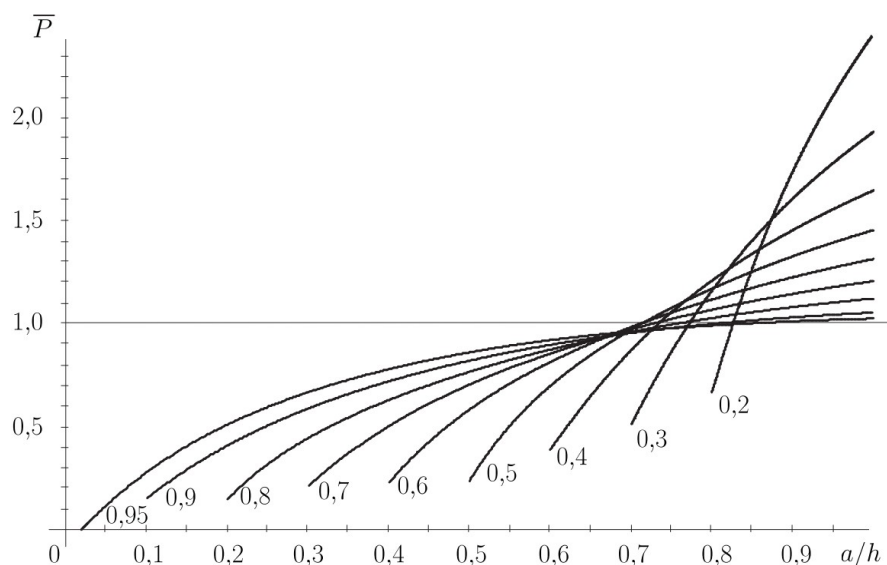


Рис. 2. Зависимости параметра $\bar{P}$ от относительной глубины царапины a/h при различных P_0/s_s

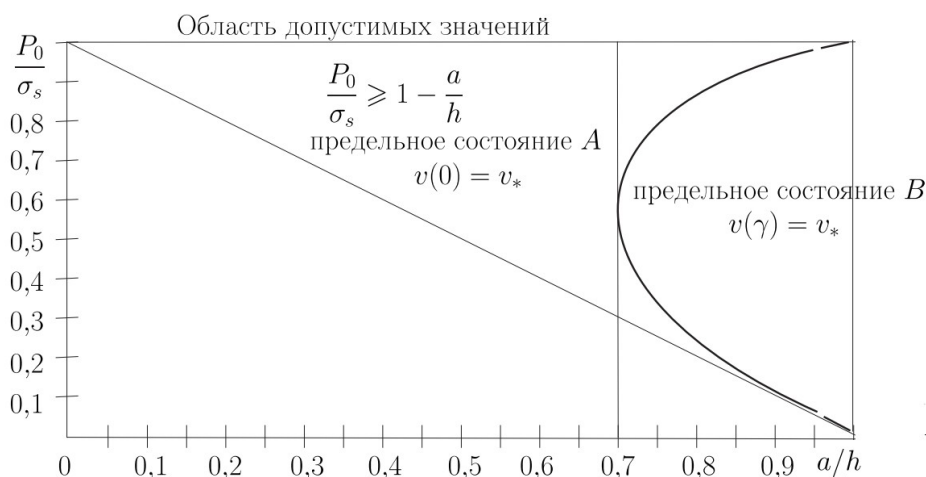


Рис. 3. Области определения предельного состояния пластины с царапиной:
 А – область разрушения, определяемая царапиной;
 В – область разрушения, определяемая трещиной

Библиографический список

1. Dugdale, D. Yielding of steel sheets contains slitsh [Text] / D. Dugdale // J. Mech. And Phys. Solids, 1960. – Vol. 8, No.2 – P. 100.
2. Быковцев, Г. И. Об одной модели разрушения в идеальных упругопластических средах [Текст] / Г. И. Быковцев, Л. Г. Лукашѐв, С. Л. Степанов // Проблемы прочности. - 1982. - № 3. – С. 72.
3. Панасюк, В. В. Распределение напряжений около трещины в пластинах и оболочках [Текст] / В. В. Панасюк, М. П.

Саврук, А. П. Дацышин. – Киев: Наукова думка, 1976. – 442 с.

4. Степанов, С. Л. Исследование предельного состояния пластин с несквозными трещинами переменной глубины в плоском напряжённом состоянии [Текст] / С. Л. Степанов // «Мат. моделирование и краевые задачи»: Тр. 3-ей Всерос. научн. конф. – Самара: СамГТУ, 2006. – Ч.1 «Математические модели механики, прочности и надёжности элементов конструкций». – С. 216 – 221.

ASSESSING THE IMPACT OF NON-THROUGH CRACKS (SCRATCHES) ON THE STRUCTURAL STRENGTH WHEN DESIGNING AIRCRAFT

© 2012 A. S. Yakovlev

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

The aim of the paper is to determine the area of possible ultimate states of a plate made of an ideal elastoplastic material in a plane taut state, with the plate having a blind fractured defect (a scratch). This problem is of a more general character and presents a greater practical interest than just a scratch problem since in thin-walled constructions and enclosures whether it be plane fuselage or rocket fuel tanks etc. there always exist damages resulting from external actions and transforming into scratches in the process of operation.

It their turn, scratch dimensions will gradually increase as a result of cyclic loads arising during operation. There naturally arises a problem of determining the ultimate dimensions of these defects which can result in the fatal failure of the whole structure at a given level of operating loads.

Thin-walled elements, loads, boundary problem, plane taut state, scratch, crack, Dugdale.

Информация об авторе

Яковлев Александр Степанович, аспирант кафедры теоретической механики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: Sash84_777@bk.ru. Область научных интересов: конструкция и проектирование ЛА, прочность конструкций ЛА и КА, механика разрушений, механика трещин.

Yakovlev Alexander Stepanovich, post- graduate student, the department of theoretical mechanics, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: Sash84_777@bk.ru. Area of research: aircraft construction and design, aircraft and spacecraft structural strength, mechanics of destructions, mechanics of cracks.

УДК 621.396

АЛГОРИТМ ТАКТОВОЙ СИНХРОНИЗАЦИИ И ОЦЕНИВАНИЯ МОЩНОСТИ ШУМА, ИНВАРИАНТНЫЙ К МНОГОЛУЧЕВОСТИ И ВИДУ МОДУЛЯЦИИ

© 2012 Р. Р. Халилов

ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс», г. Самара

Представлен алгоритм тактовой синхронизации и оценивания мощности шума, основанный на использовании повторяемости частей многолучевого сигнала.

Сигнал, тактовая синхронизация, дисперсия канального шума, имитационное моделирование, многолучевость.

Введение

Повышение скорости передачи информации без перехода в другой частотный диапазон практически приводит к межсимвольной интерференции (МСИ) на приеме [1, 2]. При этом увеличение скорости передачи сообщения желательно сопровождать не только увеличением канальной скорости, но и увеличением скорости информационной. Поэтому сейчас преимущественно развиваются методы приема информации в каналах с МСИ без использования специальных тест-сигналов [3].

На передающей стороне формируется поток сигнальных элементов, имеющих одинаковую длительность T , называемую тактовым интервалом. На приемной стороне демодулятору должны быть известны моменты времени, соответствующие границам принимаемых элементов сигнала с учетом времени распространения сигнала в радиоканале (характеристические моменты). Определение этих моментов осуществляется в системе тактовой синхронизации приемника. Обычно величина T задается высокостабильными генераторами тактовой частоты и считается известной точно. Поэтому задача синхронизации заключается в определении фазового сдвига сетки тактовых импульсов, подаваемых на демодулятор в качестве характеристических моментов, относительно таких же импульсов высокостабильного эталонного генератора.

В статье предлагается алгоритм совместного оценивания дисперсии канального шума и нахождения характеристических моментов сигнала, основанный на структурном анализе принимаемого сигнала.

В отсутствие многолучевости основой для синтеза устройства тактовой синхронизации является момент перехода элементов сигнала с единицы на нуль и наоборот [4, 5]. В условиях многолучевого распространения границы перехода элементов сигнала практически «стираются» и четкого перехода нет.

Для нахождения характеристических моментов сигнала в условиях многолучевого распространения предлагается использовать метод, представленный в [6], обеспечивающий нахождение границ тактовых интервалов на основе поиска совпадающих фрагментов сигнала. Этот алгоритм имеет ряд недостатков, отмеченных в [7], основной из которых – возможность получения оценки границы тактового интервала при отсутствии знаний о форме реакции канала на переданный элемент сигнала только при большом соотношении сигнал/шум. Предлагаемый алгоритм лишён этого недостатка, хотя основой этого алгоритма, как и в [6], является повторяемость частей принимаемого сигнала. Также особенностью предлагаемого алгоритма, в отличие от [6], является использование для анализа одного тактового интервала, т.е. не используется

полная энергия элемента сигнала, что позволит значительно ускорить работу алгоритма за счёт уменьшения числа перебираемых комбинаций с m^{2Q+1} до m^{Q+1} , где Q – память канала, а m – позиционность модуляции.

Описание алгоритма

Запишем сигнал на входе приёмного устройства в следующем виде:

$$\mathbf{s}(t) = \sum_{l=1}^L \mathbf{s}(t - \tau_l) \cdot \psi_l(t) + \mathbf{n}(t), \quad (1)$$

где $\mathbf{s}(t)$ – передаваемый сигнал, $\mathbf{n}(t)$ – шум, $\psi_l(t)$ – коэффициент передачи канала для l – луча, являющийся медленно меняющейся функцией времени, L – число лучей, l – номер луча, τ_l – задержка во времени l -го луча.

Пусть:

$$\mathbf{d}_\mu(t) = \mathbf{s}_{jM+i}(t) - \mathbf{s}_{kM+i}(t) \quad (2)$$

является разностью сравниваемых фрагментов сигнала, где $k = 0, 1, \mathbf{K}, N - 2$,

$j = k + 1, k + 2, \mathbf{K}, N - 1, \quad i = 0, 1, \dots, M - 1$,

$$\mathbf{s}_{jM+i}(t) = \mathbf{s}(t + (jM + i)\Delta T),$$

$$\mathbf{s}_{kM+i}(t) = \mathbf{s}(t + (kM + i)\Delta T), \quad \Delta T - \text{тре-}$$

буемая точность синхронизации $\Delta T = \frac{T}{M}$,

M – количество смещений в пределах тактового интервала, N – количество тактовых интервалов в интервале анализа, μ – порядковый номер ветви обработки.

Вероятность совпадения разнесённых во времени фрагментов сигнала и вероятность того, что найдётся q пар разнесённых фрагментов сигнала для случая m –позиционной модуляции, памяти канала Q и равновероятным появлением элементов сигнала представлена в [8].

Каждому сочетанию параметров j , k и i соответствует определённое значение μ , причём

$$\mu = 0, 1, \mathbf{K}, \left(\frac{N^2 - N}{2} \right) M - 1, \mu \pmod{M} = i.$$

Для дальнейшего анализа вычислим

величины D_μ :

$$D_\mu = \int_0^T |\mathbf{d}_\mu(t)|^2 dt. \quad (3)$$

При совпадении разнесённых фрагментов сигнала значение D_μ в отсутствие шума равно нулю, а при его наличии стремится к удвоенному значению энергии шума на интервале анализа [9].

Предлагаемый алгоритм требует нахождения оценки μ , то есть такого значения $\mu = \hat{\mu}$, при котором D_μ минимально. Это значение в отсутствие следующей повторной комбинации позволит определить границу тактового интервала:

$$\hat{\mu} = \arg \min_{\mu} D_\mu. \quad (4)$$

Найденному значению $\hat{\mu}$ соответствуют определённые значения $\hat{j}, \hat{k}$, при которых проявились совпадающие фрагменты сигнала. При этом зафиксируем интервал, в котором было найдено совпадение фрагментов принимаемого сигнала. Определим начало этого интервала следующим образом: $\zeta = \left\lfloor \frac{\hat{\mu}}{M} \right\rfloor M$. Таким об-

разом, для каждого интервала анализа используется набор фрагментов сигнала $\mathbf{s}_{jM+i}(t)$ и $\mathbf{s}_{kM+i}(t)$ и соответствующие им значения интегралов квадратов модулей разности анализируемых фрагментов сигнала $D_{\zeta+i}$.

При реальной передаче информации, ввиду случайности сообщения на отсутствие следующей повторной комбинации нельзя полагаться. Найденное значение должно стать отправной точкой для нахождения границы тактового интервала. Поэтому поиск повторяющихся фрагментов сигнала повторяется q раз. На каждом r –м шаге поиска ($r = 0, 1, \dots, q - 1$) вычисляются значения интегралов квадратов модулей разности анализируемых фрагментов сигнала $D_{r, \zeta+i}$.

Исходя из этого, запишем решающее правило для алгоритма нахождения границ тактовых интервалов по нескольким

анализируемым фрагментам в следующем виде:

$$\hat{i} = \arg \min_i \sum_{r=0}^{q-1} D_{r, \zeta+i} . \quad (5)$$

Для определения мощности шума в соответствии с [9] запишем решающее правило в следующем виде:

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{\sum_{r=0}^{q-1} D_{r, \hat{i}}}{2qT} . \quad (6)$$

Из описания алгоритма видно, что решающие правила (5) и (6) используют в качестве исходных данных один и тот же набор параметров, формируемых в соответствии с формулой (3). Таким образом, получен алгоритм совместного оценивания границ тактовых интервалов и мощности шума.

Алгоритм поиска границ тактовых интервалов и оценивания мощности шума не требует знания вида модуляции, а требует знания только позиционности, что делает его инвариантным к виду модуляции. Представленный алгоритм также не требует знания импульсной характеристики канала, что делает его инвариантным к многолучевости.

Анализ алгоритма

Для выявления качественных характеристик работы устройства тактовой синхронизации и устройства оценивания мощности шума было проведено статистическое имитационное моделирование при различных отношениях мощностей сигнал/шум, количества блоков q принимаемого сигнала $\mathbf{z}(t)$ на интервале анализа qN и различной позиционности модуляции.

Моделирование проводилось следующим образом. Для каждого блока, используемого в анализе, сначала генерировалась последовательность из N элемен-

тов сигнала $\mathbf{z}(t)$ с позиционностью модуляции m . Передаваемая последовательность сигналов умножалась на комплексный коэффициент передачи канала $\psi_l(t)$ в каждом луче. Квадратурные компоненты коэффициента передачи $\psi_l(t)$ формировались как случайные величины, распределённые по гауссовскому закону. Произведения $\mathbf{z}(t)$ и $\psi_l(t)$ складывались со сгенерированной реализацией гауссовского шума $\mathbf{n}(t)$. Так был сформирован сигнал $\mathbf{z}(t)$, поступающий на вход анализируемого устройства тактовой синхронизации. Далее проводились действия в соответствии с формулами (2)–(4), и в соответствии с формулой (5) выносились решения по блокам. Найденное значение временного сдвига сохранялось в памяти ЭВМ. Данные операции проводились 1000 раз. В результате были получены зависимости вероятности ошибочного определения границы тактового интервала в зависимости от количества блоков, используемых для анализа, и отношения сигнал/шум. Полученные зависимости представлены на рис. 1 и 2.

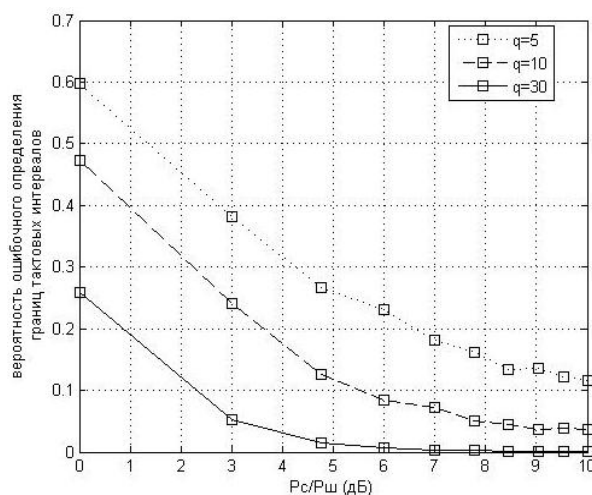


Рис. 1. Зависимость вероятности правильного определения границы тактового интервала в зависимости от количества используемых блоков

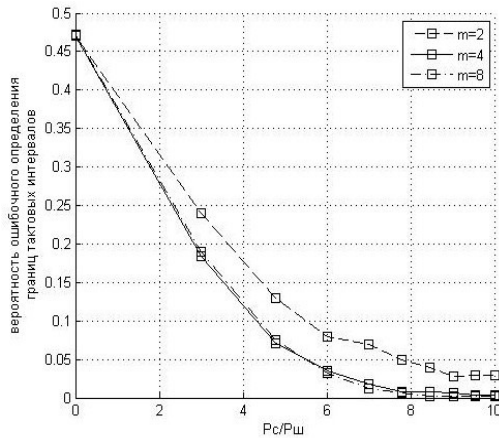


Рис. 2. Зависимость вероятности ошибки определения границ тактовых интервалов от позиционности модуляции при $q=10$

Из рис. 1 и 2 следует:

1. Точность определения границ тактового интервала зависит от соотношения сигнал/шум и количества анализируемых блоков. При необходимости можно найти компромисс между отношением сигнал/шум и количеством используемых блоков.

2. При увеличении позиционности модуляции уменьшается количество следом повторяющихся комбинаций, что приводит к незначительному выигрышу в помехоустойчивости по отношению к двухпозиционной модуляции при одинаковой вероятности выпадения совпадающих фрагментов сигнала. При этом при увеличении позиционности модуляции выигрыш не увеличивается.

3. Устройство тактовой синхронизации, построенное в соответствии с алгоритмом (5), позволяет определять границы тактовых интервалов при низком отношении сигнал/шум.

4. При увеличении позиционности модуляции рабочие характеристики алгоритма ухудшаются.

Для определения погрешности оценивания дисперсии шума по формуле (6) эксперимент был проведен следующим образом. Выбирались совпадающие фрагменты сигнала, и по формуле (2) определялась мощность шума. Полученное значение мощности вычиталось из известного, заданного экспериментом значения мощности, и результат записывался в ка-

честве погрешности оценивания мощности шума. По результатам 1000 таких опытов определялось среднее значение модуля погрешности оценки мощности шума и строился график (рис. 3).

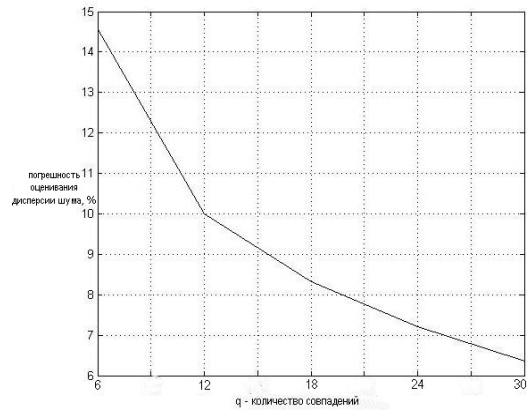


Рис. 3. Зависимость процента ошибки от количества совпадений

Вероятность правильного определения границ тактовых интервалов зависит от вероятности появления совпадающих фрагментов сигнала. Для определения оптимальных значений вероятности появления совпадающих фрагментов сигнала было проведено статистическое моделирование. В моделировании постоянными параметрами были соотношение сигнал/шум, равное 10, и количество блоков, равное 10, а переменным параметром являлось количество тактов в блоке. Количество тактов в блоке определяло вероятность появления совпадающих фрагментов сигнала. Результаты моделирования представлены на рис. 4.

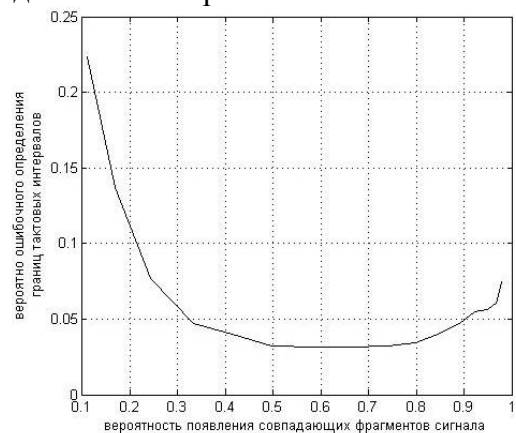


Рис. 4. Зависимость вероятности ошибочного определения границ тактовых интервалов от вероятности появления совпадающих фрагментов сигнала в блоке

Высокая вероятность ошибки определения границ тактовых интервалов при вероятности появления совпадающих фрагментов от 0 до 0,3 объясняется отсутствием признаков наличия границ тактовых интервалов. Увеличивающаяся вероятность ошибки определения границ тактовых интервалов при вероятности появления совпадающих фрагментов сигнала более 0,8 объясняется нарастающим количеством следующих подряд совпадающих комбинаций. Это приводит к эффекту, аналогичному тому, что появляется при приёме длинных последовательностей единиц либо нулей при обеспечении тактовой синхронизации, когда невозможно определить границу тактового интервала из-за отсутствия признака наличия границы перехода с нуля на единицу либо наоборот. Оптимальная вероятность совпадения фрагментов заключена в интервале 0,5...0,8. При этом, если учесть также количество тактов, необходимых для совпадения с заданной вероятностью, оптимальным значением вероятности совпадения фрагментов сигнала становится значение, равное 0,5.

Выводы

1. Устройство тактовой синхронизации, использующее алгоритм (5), может получать оценку границ при низком отношении сигнал/шум.

2. При использовании алгоритма с решающим правилом (5) увеличение набора статистических данных (увеличение количества блоков анализа) приводит к повышению точности определения границ тактовых интервалов.

3. Оптимальное значение вероятности совпадения разнесённых во времени фрагментов сигнала в анализируемом блоке равно 0,5.

4. Свойство 3 совместно с анализом полученной формулы для вероятности совпадения разнесённых во времени фрагментов сигнала, представленной в [8], позволяет утверждать, что синтезированный алгоритм может использоваться

для каналов с большой памятью ($Q > 10$).

5. Результаты моделирования подтверждают работоспособность представленного алгоритма оценивания мощности шума. Точность оценки мощности шума увеличивается с ростом количества совпадающих фрагментов сигнала. При медленно меняющейся мощности в канале можно получить предварительную оценку величины шума, а далее в процессе приёма её уточнять, увеличивая число q .

Библиографический список

1. Николаев, Б. И. Последовательная передача дискретных сообщений по непрерывным каналам с памятью [Текст] / Б. И. Николаев. - М.: Радио и связь, 1988. - 262 с.

2. Финк, Л. М. Теория передачи дискретных сообщений [Текст] / Л. М. Финк. - М.: Советское радио, 1970. - 728 с.

3. Горячкин, О. В. Методы слепой обработки сигналов и их приложения в системах радиотехники и связи [Текст] / О. В. Горячкин. - М.: Радио и связь, 2003. - 230 с.

4. Тамм, Ю. А. Адаптивная коррекция сигнала ПД [Текст] / Ю. А. Тамм. - М.: Связь, 1978. - 144 с.

5. Гинзбург, В. В. Теория синхронизации демодуляторов [Текст] / В. В. Гинзбург, А. А. Каяцкас. - М.: Связь, 1974. - 215 с.

6. Кузнецов, А. И. Тактовая синхронизация в каналах с межсимвольной интерференцией на основе структурного анализа многолучевого сигнала [Текст] / А. И. Кузнецов, Р. Р. Халилов // ИКТ. - 2007. - Т. 4, № 1. - С. 41 - 43.

7. Котлова, Т. В. Оценка порогового уровня различия «ненулевых» фрагментов сигнала для алгоритма тактовой синхронизации, основанного на повторяемости частей принимаемого многолучевого сигнала [Текст] / Т. В. Котлова, Р. Р. Халилов // Сб. докладов ВНТК «Актуальные проблемы ракетно-космической техники и её роль в устойчивом социально-экономическом развитии общества». - Самара, 2009. - С. 209 - 210.

8. Котлова, Т. В. Оценка временной задержки сигнала для алгоритма совместного обнаружения сигнала, тактовой синхронизации и оценивания дисперсии шума для каналов с межсимвольной интерференцией [Текст] / Т. В. Котлова, Р. Р. Халилов // Материалы XV Международной научно-технической конференции «Радиолокация, Навигация, Связь». - Во-

ронез, 2009. – Т. 2. – С. 315-320.

9. Халилов, Р. Р. Оценивание дисперсии шума в каналах с МСИ с использованием метода дифференциального анализа [Текст] / Р. Р. Халилов // Сб. докладов IX МНТК «Проблемы техники и технологий телекоммуникаций». - Казань, 2008. – С. 219–220.

ALGORITHM OF CLOCK SYNCHRONIZATION AND EVALUATION OF NOISE POWER INVARIANT TO MULTIPATHING AND THE KIND OF MODULATION

© 2012 R. R. Khalilov

State Research and Production Space-Rocket Center “TsSKB-Progress”

An algorithm of clock synchronization and evaluation of noise power based on the use of repetition of parts of a multipath signal is presented in the paper.

Signal, clock synchronization, channel noise dispersion, simulation, multipathing.

Информация об авторе

Халилов Ринат Рашидович, кандидат технических наук, заместитель начальника Центра получения и обработки информации «Самара», ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: halilovr82@mail.ru. Область научных интересов: методы адаптивной обработки сигналов в каналах с искажениями и помехами.

Khalilov Rinat Rashidovich, candidate of technical science, Deputy Head of the Center of obtaining and processing information “Samara”, State Research and Production Center “TsSKB-Progress”. E-mail: halilovr82@mail.ru. Area of research: methods of adaptive processing of signals in channels with distortion and interference.

УДК 535.42

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОХОЖДЕНИЯ ОСТРОСФОКУСИРОВАННОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ЧЕРЕЗ ЗОНДЫ РАЗЛИЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

© 2012 С. А. Дегтярев, С. Н. Хонина, Д. Л. Скуратов

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

Проведён анализ возможности детектирования остросфокусированного излучения с помощью зондов различной конфигурации. Найдены соотношения энергетических характеристик на входе и выходе сканирующих зондов различных конфигураций с различными размерами входных окон. Показана чувствительность конического диэлектрического зонда к остросфокусированному излучению с преобладающей продольной составляющей электрического поля в центральном пике фокального пятна.

Ближнепольная микроскопия, сканирующий зонд, рефракционный микроаксикон, острая фокусировка, детектирование излучения, метод FDTD.

При острой фокусировке лазерных пучков с радиальной поляризацией в фокальном пятне неизбежно возрастает продольный компонент колебаний электрического поля [1, 2]. Чтобы получить аналогичный эффект для линейно-поляризованного пучка, нужно внести в него вихревую или линейную фазовую зависимость [3, 4]. Особенность остросфокусированного излучения состоит в наличии преобладающей продольной компоненты электрического поля, распространение которой происходит перпендикулярно оптической оси зонда. Этот факт ставит вопрос о возможности детектирования такого типа излучения зондами сканирующих ближнепольных микроскопов.

В современных микроскопах используются оптические зонды с металлическим покрытием (рис. 1, 2, 3). Однако известно, что чувствительность зондов к остросфокусированному излучению с преобладающей продольной компонентой очень низка. В работе проведено моделирование прохождения сфокусированного микроаксиконом излучения через различные детектирующие элементы. Исследовались следующие элементы: рефракционный аксикон, цилиндрический и конический зонды с металлическим покрытием.



Рис. 1. Цилиндрический зонд

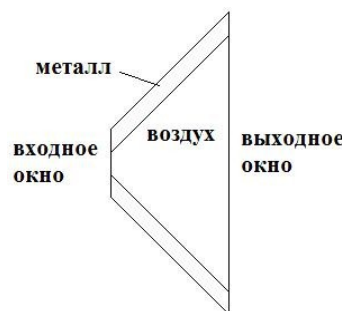


Рис. 2. Конический волновод

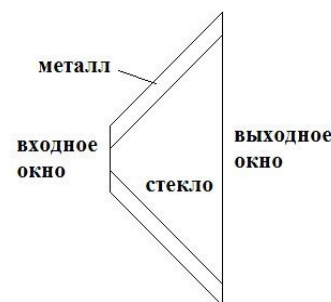


Рис. 3. Конический зонд

Численное моделирование осуществлялось с помощью разностного метода решения уравнений Максвелла (FDTD) [5], реализованного в программном пакете RSoft FullWAVE. В силу того, что при использовании данного метода затруднительно моделировать металлы с высокой проводимостью, в работе использовался коэффициент затухания материала, которым покрыт зонд, равный 1,6 и соответствующий слабопроводящим металлам. Показатель преломления диэлектрического материала сердцевины зондов равен 1,5. Длина волны бралась равной 633 нм.

Обратимость хода излучения в аксиконе

Пусть на входе в основание аксикона задано распределение вектора напряжённости электрического поля, соответствующее лазерному пучку с вихревой структурой фазы:

$$E_x(r, j, z=0) = A r \exp\left(-\frac{r^2}{s^2}\right) \exp(ij), \quad (1)$$

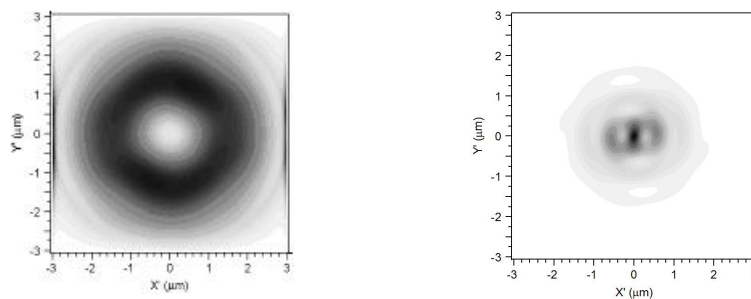


Рис. 4. Интенсивность в инициирующем излучении в основании (слева), в фокальном пятне (справа)

Рассмотрим детектирование фокального пятна (рис. 4 (справа)) микроаксикон. Для этого используем схему, приведённую на рис. 5. Два одинаковых микроаксикона расположены вершинами друг к другу и их оптические оси совпадают. Левый аксикон фокусирует вихревой пучок, входящий в него слева. На расстоянии $d = 10 \text{ нм}$ от вершины фокусирующего микроаксикона формируется фокальное пятно, которое входит в правый детектирующий микроаксикон (рис. 5).

где (r, j) – полярные координаты в плоскости $z=0$ (непосредственно в плоскости основания аксикона); A – нормирующий множитель; $s = 1,5 \text{ мкм}$ – радиус гауссовского пучка.

На рис. 4 (слева) приведён график интенсивности в основании аксикона.

При фокусировке пучка (1) микроаксикон с углом раскрыва 94° (высота – 2.8 мкм, диаметр основания – 6 мкм) на выходе формируется фокальное пятно, распределение интенсивности которого изображено на рис. 4 (справа) [6]. Размер фокального пятна, изображённого на рис. 4 (справа): $FWHM_x = 0,31$ – диаметр пятна по полуспаду. При этом в центральном пике фокального пятна основной вклад в интенсивность вносит продольный компонент вектора электрического поля. Возникает вопрос о том, как детектировать остророфокусированные фокальные пятна с подобной структурой.

При прохождении сфокусированного излучения (рис. 4 (справа)) через микроаксикон от вершины к основанию наблюдается некоторая обратимость хода лучей. На рис. 6 показано распределение интенсивности на выходе из основания правого микроаксикона.

Из рис. 4 (слева) и рис. 6 видно, что фокусируемое и расфокусированное излучения имеют сходную кольцеобразную структуру. В центре обоих пятен наблюдается минимум интенсивности. Энерге-

тический анализ пятен на входе и выходе показал, что 90% энергии проходит от острия до основания правого аксикона, изображённого на рис. 5 справа. При этом наиболее полное пропускание наблюдается при равенстве углов левого и правого аксиконов.

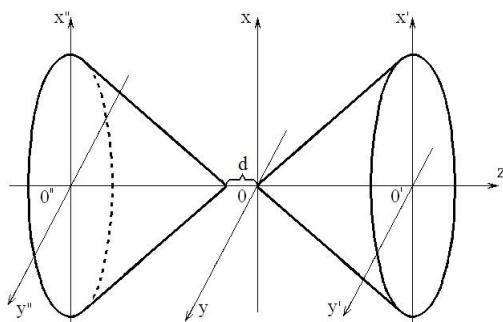


Рис. 5. Расположение аксиконов в вычислительном эксперименте

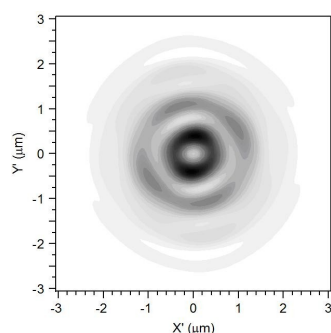


Рис. 6. Интенсивность на выходе из правого аксикона

Детектирование z-компоненты с помощью цилиндрического зонда

Однако на практике микроаксикон не может быть использован в качестве сканирующего элемента ближнепольного микроскопа из-за того, что в него входят не только излучение остросфокусированного малого пятна, расположенного на оптической оси, но и периферийные помехи. Для того чтобы избавиться от периферийных помех и улучшить отражение от стенок, сканирующий зонд покрывают металлом.

После моделирования детектирования остросфокусированного пятна (рис. 4, правый) цилиндрическим зондом (рис. 1) с металлическим покрытием можно сделать вывод о том, что такой зонд не чув-

ствителен к сильно расходящемуся входному излучению с преобладающей z-компонентой в центральном пике. Диаметр входного окна зонда брался равным 100 нм. Диаметр выходного окна – 6 мкм.

Энергетический анализ входного и выходного излучений показывает, что во входное окно зонда входит лишь 0,05% энергии, что крайне мало для детектирования.

В табл. 1 приведён покомпонентный энергетический анализ на входе и выходе зонда.

Таблица 1. Энергии на входе и выходе цилиндрического зонда с диаметром входного окна 100 нм

Энергия	Полная	z-комп.	x-комп.
На входе	121000	20000	89000
На выходе	50	8	33
Соотношение	0,0005	0,0004	0,0005

Из табл. 1 видно, что цилиндрический зонд с диаметром входного окна в 100 нм пропускает через себя 0,05% энергии, что недостаточно для детектирования рассматриваемого излучения.

Детектирование z-компоненты с помощью конического волновода

Волновод конической формы, выполненный из металла (рис. 2), так же, как и цилиндрический зонд, пропускает очень малую долю входного сфокусированного излучения. Через входное окно волновода диаметром в 100 нм проходит только 0,06% всей энергии остросфокусированного входного излучения. Диаметр выходного окна – 6 мкм.

В табл. 2 приведён покомпонентный энергетический анализ на входе и выходе конического волновода.

Таблица 2. Энергии на входе и выходе конического волновода с диаметром входного окна 100 нм

Энергия	Полная	z-комп.	x-комп.
На входе	130000	31100	99500
На выходе	23	6	15
Соотношение	0,0002	0,0002	0,0002

Из табл. 2 видно, что конический волновод с диаметром входного окна в 100 нм пропускает через себя 0,02% энергии, что недостаточно для детектирования рассматриваемого излучения.

Детектирование z-компоненты с помощью конического зонда с металлическим покрытием

Рассмотрен случай, когда для детектирования острогофокусированного излучения с преобладающей z-компонентой в центральном пике используется кониче-

ский зонд, покрытый металлом (рис. 3). Рассмотрены случаи, когда диаметр входного окна равен 50 и 100 нм. Диаметр выходного окна - 6 мкм.

Распределение интенсивности на входе и выходе конического зонда представлено на рис. 7.

В табл. 3 и 4 приведён энергетический анализ излучения на входе и выходе зонда для диаметров входных окон – 100 нм и 50 нм.

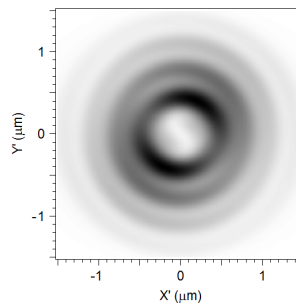
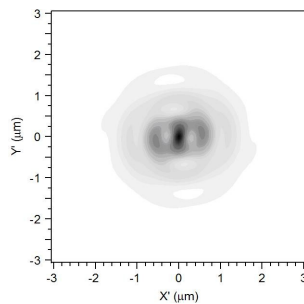


Рис. 7. Распределение интенсивности на входе и выходе конического зонда

Таблица 3. Энергии на входе и выходе конического зонда с диаметром входного окна 100 нм

Энергия	Полная	z-комп.	x-комп.
На входе	134000	31100	99500
На выходе	2300	480	1730
Соотношение	0,017	0,015	0,017

Таблица 4. Энергии на входе и выходе конического зонда с диаметром входного окна 50 нм

Энергия	Полная	z-комп.	x-комп.
На входе	132000	29000	100000
На выходе	1260	262	950
Соотношение	0,009	0,009	0,0095

Из табл. 3 видно, что конический зонд с диаметром входного окна в 100 нм пропускает через себя 1,7% энергии, что вполне достаточно для детектирования рассматриваемого излучения.

Из табл. 4 видно, что конический зонд с диаметром входного окна в 50 нм пропускает через себя 0,9% энергии. Таким образом, установлено, что с уменьшением размеров входного окна зонда уменьшается энергия, которую пропускает через себя зонд. С уменьшением пло-

щади входного окна в 4 раза энергия, входящая в окно, уменьшается в 1,9 раза.

На рис. 8 показаны графики интенсивности I в сечениях пятен вдоль оси x на выходе из зонда (рис. 7 (справа)) для конических зондов с различными диаметрами входных окон.

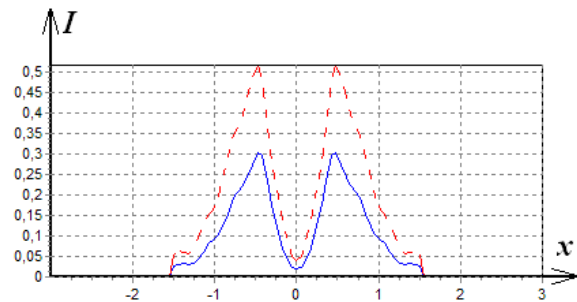


Рис. 8. Интенсивность в сечениях пятен на выходе из конического зонда (пунктирная линия – диаметр входного окна равен 100 нм, сплошная линия – диаметр входного окна равен 50 нм)

Из рис. 8 видно, что с уменьшением входного окна зонда структура выходного пятна не изменяется, но уменьшается его интенсивность.

Заключение

При прохождении вихревого пучка через микроаксикон формируется фокальное пятно, в центральном пике которого преобладает продольный компонент колебаний вектора электрического поля.

При прохождении сфокусированного пучка через микроаксикон от вершины к основанию сохраняется 90% энергии пучка, а также кольцевая структура распределения интенсивности на выходе микроаксикона, что подтверждает обратимость хода излучения при распространении в микроаксиконе.

Показано, что использование цилиндрического зонда, а также полого конического волновода неэффективно для детектирования рассматриваемого излучения.

Детектирование сфокусированного излучения с преобладающим вкладом продольного компонента в центральном пике может осуществляться с помощью конического зонда с оптически плотной сердцевинной и металлическим покрытием. Получено, что через такой зонд проходит 1,7% энергии, что почти в 30 раз больше, чем для других рассмотренных видов зондов с диаметрами входных окон в 100 нм. Это говорит о частичном преобразовании сильнорасходящегося излучения в распространяющееся внутри диэлектрического конического зонда с металлическим покрытием.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ 10-07-00109-а и гранта Минобрнауки по ФЦП "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" (соглашения № 8231).

Библиографический список

1. Котляр, В. В. Моделирование острой фокусировки радиально-поляризованной лазерной моды с помощью конического и бинарного микроаксиконов [Текст] / В. В. Котляр, С. С. Стафеев // Компьютерная оптика. – 2009. – Т. 33. – № 1. – С. 52-60.
2. Хонина, С. Н. Управление вкладом компонент векторного электрического поля в фокусе высокоапретурной линзы с помощью бинарных фазовых структур [Текст] / С. Н. Хонина, С. Г. Волотовский // Компьютерная оптика. – 2010. – Т. 34. – № 1. – С. 58-68.
3. Экспериментальное исследование дифракции линейно-поляризованного Гауссова пучка на бинарных микроаксиконах с периодом, близким к длине волны [Текст] / С. Н. Хонина, Д. В. Нестеренко, А. А. Морозов [и др.] // Компьютерная оптика. – 2011. – Т. 35. – № 1. – С. 11-21.
4. Дегтярев, С. А. Острая фокусировка линейно-поляризованного вихревого пучка с помощью микроаксикона [Текст] / С. А. Дегтярев, С. Н. Хонина // Вест. Самар. гос. аэрокосм. ун-та. – 2012. – Т. 32. – № 1. – С. 195-206.
5. Головашкин, Д. Л. Расчет дифракции на оптическом микрорельефе методом FDTD [Текст] / Д. Л. Головашкин, Н. Л. Казанский, С. А. Малышева // LAP LAMBERT Academic Publishing. – Германия. – 2011. – 236 с. (ISBN-13: 978-3-8454-0996-2; ISBN-10: 3845409967).
6. Дегтярев, С. А. Влияние величины угла раскрытия на фокусирующую способность микроаксикона [Текст] / С. А. Дегтярев. // Изв. Самар. науч. центра РАН. – 2012. – Т. 14. – № 4. – С. 179-183.

MODELLING THE PROPAGATION OF SHARP FOCUSED LASER BEAMS THROUGH SCANNING PROBES OF DIFFERENT SHAPES

© 2012 S. A. Degtyaryov, S. N. Khonina, D. L. Skuratov

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

The paper presents an analysis of the possibility to detect sharp focused radiation with the help of variously shaped probes. The relations of a beam's energy characteristics at the input and output of variously shaped scanning probes with different diameters of input windows are worked out. The sensitivity of a tapered dielectric probe to sharp focused radiation with the dominating longitudinal component of the electric field in the central peak of the focal spot is demonstrated.

Near-field microscopy, scanning probe, refractive microaxicon, sharp focusing, detection of beams, FDTD-method.

Информация об авторах

Дегтярев Сергей Александрович, аспирант кафедры технической кибернетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sealek@gmail.com. Область научных интересов: сингулярная оптика, ближнепольная микроскопия.

Хонина Светлана Николаевна, доктор физико-математических наук, профессор кафедры технической кибернетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: khonina@smr.ru. Область научных интересов: сингулярная оптика, дифракционная оптика, оптический анализ изображений.

Скуратов Дмитрий Леонидович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой механической обработки материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: skuratov_issa@mail.ru. Область научных интересов: структурно-параметрическая оптимизация технологических процессов механической обработки, процессы абразивной обработки.

Degtyaryov Sergei Alexandrovich, post-graduate student of the department of technical cybernetics, Samara State Aerospace University named after S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: sealek@gmail.com. Area of research: singular optics, near-field microscopy.

Khonina Svetlana Nikolaevna, doctor of science, professor of the department of technical cybernetics, Samara State Aerospace University named after S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: khonina@smr.ru. Area of research: singular optics, diffractive optics, optical image processing.

Skuratov Dmitry Leonidovich, doctor of technical science, professor of the department of mechanical treatment of materials, Samara State Aerospace University named after S. P. Korolyov (National Research University), doctor of science, professor. E-mail: skuratov_issa@mail.ru. Area of research: structure-parametrical optimization of technological processes of mechanical treatment, abrasive machining.

УДК 535.42

СРАВНЕНИЕ ФОКУСИРОВКИ РЕФРАКЦИОННЫМ АКСИКОНОМ ИМПУЛЬСОВ С РАЗЛИЧНОЙ ПОЛЯРИЗАЦИЕЙ И ДЛИТЕЛЬНОСТЬЮ

© 2012 А. В. Метерко, С. Н. Хонина

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

Выполнено моделирование методом конечных разностей во временной области фокусировки коротких и длинных световых пучков при использовании рефракционного аксикона. Показано, что длительность пучка не сказывается на усреднённой картине интенсивности в плоскости фокусировки, однако при использовании коротких импульсов может достигаться очень высокая пиковая мощность. Проведено сравнение численных результатов для различных типов поляризации падающих на аксикон пучков. Показано, что при острой фокусировке энергия перераспределяется между радиальным и продольным компонентами электрического поля, в то время как энергия азимутального компонента не изменяется.

Рефракционный аксикон, фокусировка импульсных пучков, поляризация цилиндрических световых пучков, метод конечных разностей во временной области.

Введение

Проблема острой фокусировки пучка является одной из фундаментальных проблем оптики. Для изучения возможности дальнейшего уменьшения размера выходного пятна и получения сверхразрешения проводится множество исследований. Результаты в [1-3] показывают, что для острой фокусировки вместо традиционной линзы можно использовать рефракционный аксикон, позволяющий уменьшить размер выходного пятна при радиальной поляризации падающего пучка.

Данный эффект связан с тем, что при радиальной поляризации обеспечивается наилучшее перераспределение энергии в один компонент электрического поля (продольный), что обеспечивает фактически скалярный режим фокусировки (без уширения фокального пятна за счет влияния других компонентов).

Генерация радиально-поляризованных пучков осуществляется с помощью таких же устройств, что и генерация азимутально-поляризованных пучков [4, 5], которые используются для фокусировки в компактные кольцевые распределения и применяются в STED-технологиях [6, 7]. Поэтому фокусировка таких пучков представляет большой практический интерес.

Учитывая, что при острой фокусировке различных световых пучков может быть существенно усилен продольный компонент электрического поля [8], важно представлять, каково будет последующее преобразование такого поля оптическими элементами. В частности, актуальной является задача детектирования острого фокусированного излучения в сканирующих зондовых микроскопах [9-11].

В данной работе проведено сравнение численных результатов, полученных методом конечных разностей во временной области, для различных типов поляризации падающих на аксикон пучков. Заметим, что в указанных выше публикациях исследования для азимутальной и продольной поляризации не выполнялись.

Метод конечных разностей во временной области [12] является одним из наиболее точных подходов моделирования временных процессов в микрооптике и позволяет получать корректные результаты распространения и дифракции коротких импульсов. Актуальность исследования фокусировки коротких и ультракоротких световых импульсов связана с их широким использованием в многофотонной полимеризации с целью повышения разрешения при литографии [13, 14].

Постановка задачи

Для моделирования распространения пучков был выбран пакет Меер, реализующий метод конечных разностей во временной области (Finite Difference Time Domain - FDTD) решения уравнений Максвелла. Для уменьшения вычислительных затрат в задаче использовалась цилиндрическая симметрия, что позволило свести моделирование к двумерному случаю.

В пакете Меер происходит работа с пучками, факторизуемыми по времени и пространству. В качестве временного и пространственного распределений выбрано распределение Гаусса:

$$f(t) \approx \exp\left\{-\left(t-t_0\right)^2 / 2s_t^2\right\}, \quad (1)$$

$$f(r) \approx \exp\left\{-r^2 / 2s_r^2\right\}. \quad (2)$$

Знак приближения указан потому, что оба распределения не соответствуют этой функции полностью, однако разница между распределением Гаусса и внутренними функциями пакета незначительна и не вносит искажений при генерации.

Генерируемый пучок имел длину волны $\lambda = 1$ мкм. Рефракционный аксикон имел форму конуса, выбранный материал – стекло ($n = 1,5$). Схема моделируемой области изображена на рис. 1. Отношение радиуса и высоты микроаксикона соответствует числовой апертуре $NA \approx 0,4$ [15]. Хотя это не слишком высокая числовая апертура, после аксикона должен формироваться бесселевый световой пучок, имеющий достаточно узкий поперечный размер.

Здесь и далее для удобства пространственные величины приводятся в длинах волн λ , а временные – в периодах распространения рассматриваемого пучка $T = \lambda/c$, где c – скорость света.

Область моделирования имеет размеры: по радиусу $r \in [0, 6l]$, вдоль оптической оси $z \in [-6l, 6l]$. По краям области для предотвращения отражения расположен идеальный поглощающий слой толщиной 2λ . Шаг дискретизации по пространству равен $\lambda/25$, по времени – $\lambda/(50c)$.

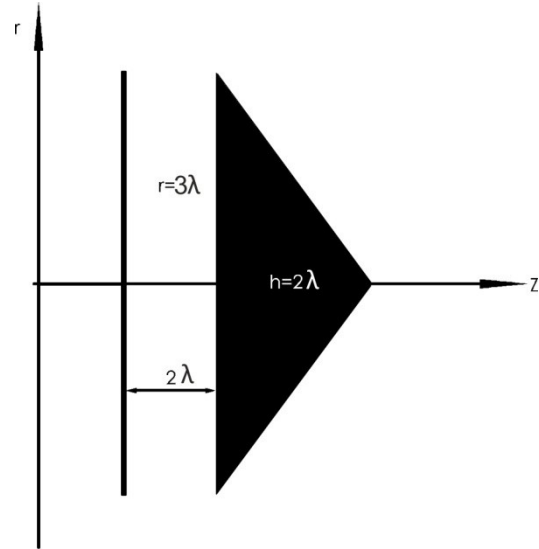


Рис. 1. Схема моделируемой области

Входной пучок варьировался по следующим параметрам:

- длительность – $s_t = 2T$ и $s_t = 200T$ во временном распределении;
- поляризация – радиальная (E_r), азимутальная (E_ϕ) и продольная (E_z).

В табл. 1-3 приведены результаты численного моделирования. В ходе моделирования были измерены и выведены интенсивности (общая и покомпонентная) в продольном распределении, а также построены графики продольного распределения интенсивности на оптической оси и поперечного распределения интенсивности в точке первого за аксиконем максимума, что позволило определить характеристики выходных (сфокусированных) распределений.

Короткий импульс

Метод конечных разностей во временной области позволяет получать корректные результаты распространения и дифракции коротких импульсов на элементах микрооптики. Короткий импульс (длительностью < 1 ps) является основой обеспечения высокой энергии для запуска нелинейных оптических процессов и исключения тепловых эффектов, которые трудно локализовать. Рассматривается импульс длительностью $2\lambda/c$, что соответ-

ствует нескольким фемтосекундам и относится к очень коротким импульсам. В табл. 1-3 приведены распределения в различные моменты времени при дифракции на мик-

роаксиконе Гауссова импульса с радиальной, продольной и азимутальной поляризациями соответственно.

Таблица 1. Результаты моделирования пучка при $s_t = 2T$ с радиальной поляризацией

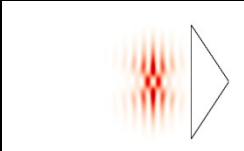
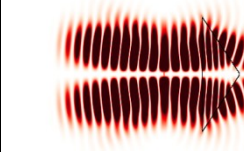
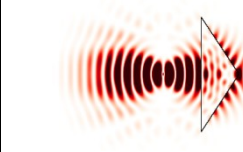
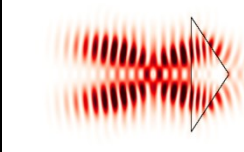
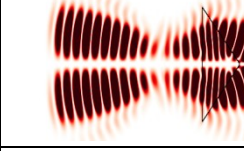
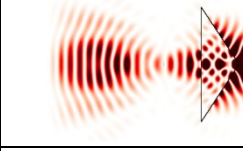
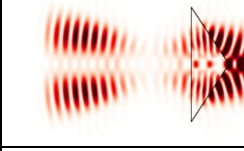
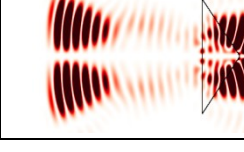
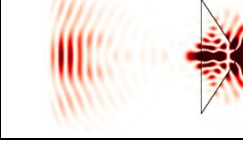
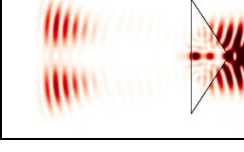
Время	$ E_r ^2$	$ E_z ^2$	$ E_r ^2 + E_z ^2$
8T			
12T			
14T			
16T			

Таблица 2. Результаты моделирования пучка при $s_t = 2T$ с продольной поляризацией

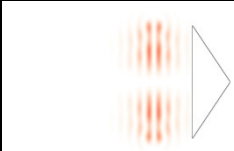
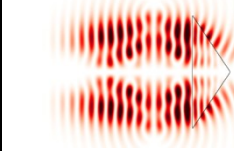
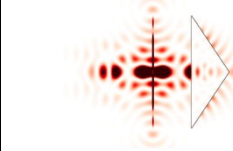
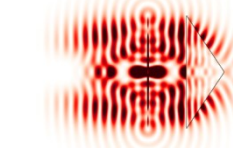
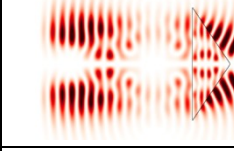
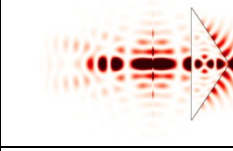
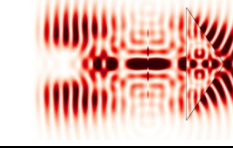
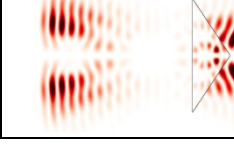
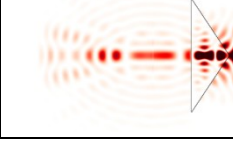
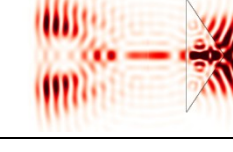
Время	$ E_r ^2$	$ E_z ^2$	$ E_r ^2 + E_z ^2$
8T			
12T			
14T			
16T			

Таблица 3. Результаты моделирования пучка при $s_t = 2T$ с азимутальной поляризацией

Время	$ E_j ^2$
8T	
12T	
14T	
16T	

Как видно из результатов, только пучок, имеющий изначально азимутальную поляризацию, сохранил её при распространении и дифракции на оптическом элементе (табл. 3). В то же время хорошо заметно перераспределение энергии между радиальным и продольным компонентами электрического поля (табл. 1 и 2). Азимутальный компонент в этом случае изначально отсутствует и не появляется.

На рис. 2 показаны усреднённые по времени картины интенсивности (усреднение выполнялось по четверти периода), полученные в поперечной плоскости непосредственно на выходе из аксикона для различных поляризаций падающего пучка. Как видно, при продольной поляризации на выходе оказывается очень мало энергии. Это связано с тем, что при таком типе поляризации пучок распространяется в основном перпендикулярно оптической оси.

Размеры сформированных фокальных распределений по полуспаду интенсивности оказались значительно меньше, чем можно достичь с помощью линзы с той же числовой апертурой. Для линзы $\text{FWHM}=1,25\lambda$, а данный аксикон фокусирует в световые и теньевые распределения в два раза меньшим поперечным размером.

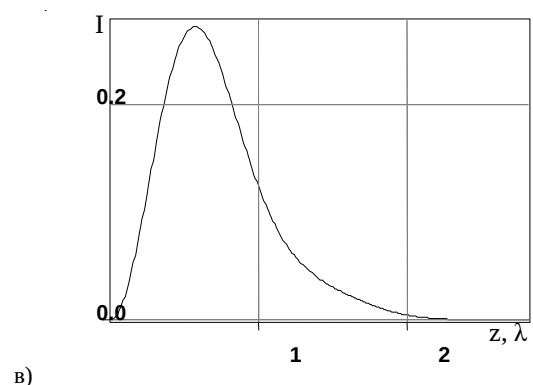
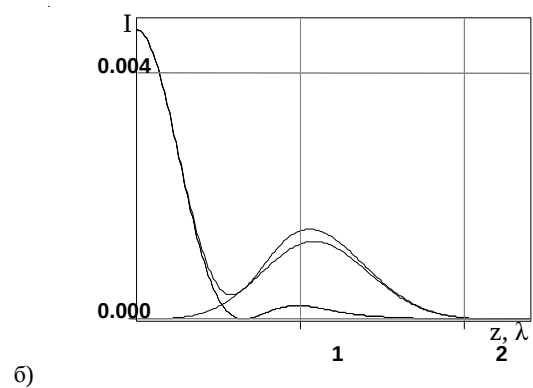
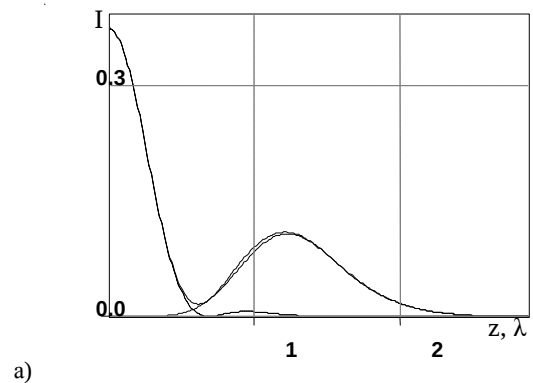


Рис. 2. График интенсивности в поперечной плоскости непосредственно на выходе из аксикона при а) радиальной ($\text{FWHM}=0,571$), б) продольной ($\text{FWHM}=0,561$) и в) азимутальной поляризациях ($\text{FWHM}=0,551$): сплошная линия – полная интенсивность, пунктирная линия – интенсивность радиального компонента, точечная линия – интенсивность продольного компонента

Продолжительный импульс

Рассматривается импульс длительностью $200\lambda/c$, что соответствует нескольким сотням фемтосекунд и относится к более длинным импульсам. В табл. 4-6 приведены распределения в различные моменты времени при дифракции на микроаксиконе Гауссова импульса с радиальной, продольной и азимутальной поляризациями соответственно.

Моменты времени для пучка с $s_t = 200T$ были выбраны неравномерно ($3T$, $5T$, $7T$, $1000T$) с целью показать, что через некоторое время после начала излучения картина распространения становится стационарной и не меняется со временем, за исключением возрастания интенсивности (постепенное включение

источника). Подобное поведение пучка характерно при использовании постоянного (CW) источника.

При этом усреднённые по времени картины интенсивности (усреднение проводилось как и в 2), полученные в поперечной плоскости непосредственно на выходе из аксикона для различных поляризаций падающего пучка, оказались такими же (с вычислительной точностью), что и для очень короткого импульса (рис. 2).

Заметим, что при одинаковой максимальной интенсивности пучков на поддержание удлинённого импульса будет потрачено значительно больше энергии (пропорционально увеличенной длительности).

Таблица 4. Результаты моделирования пучка при $s_t = 200T$ с радиальной поляризацией

Время	$ E_r ^2$	$ E_z ^2$	$ E_r ^2 + E_z ^2$
3T			
5T			
7T			
1000T			

Таблица 5. Результаты моделирования пучка при $s_t = 200T$ с продольной поляризацией

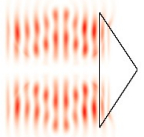
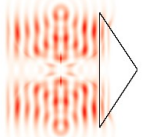
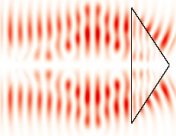
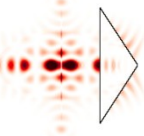
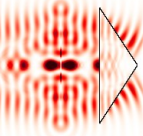
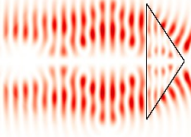
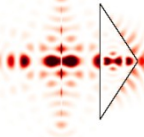
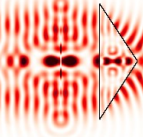
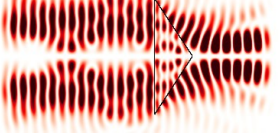
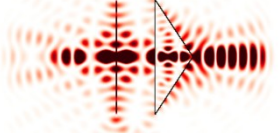
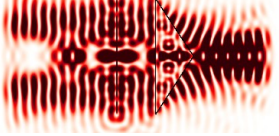
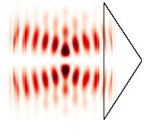
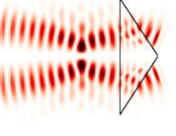
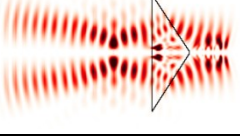
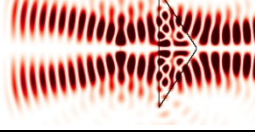
Время	$ E_r ^2$	$ E_z ^2$	$ E_r ^2 + E_z ^2$
3T			
5T			
7T			
1000T			

Таблица 6. Результаты моделирования пучка при $s_t = 200T$ с азимутальной поляризацией

Время	$ E_j ^2$
3T	
5T	
7T	
1000T	

Отличие короткого и удлиненного импульсов состоит в большей протяженности фокальной области вдоль оптической оси. На рис. 3 приведено мгновенное распределение полной осевой интенсивности (при радиальной поляризации падающего пучка) в моменты времени 15T и 1000T после включения сигнала. Короткий импульс (с $s_t = 2T$) после 15T затухнет, а значит, нельзя будет получить распределение, соответствующее 1000T.

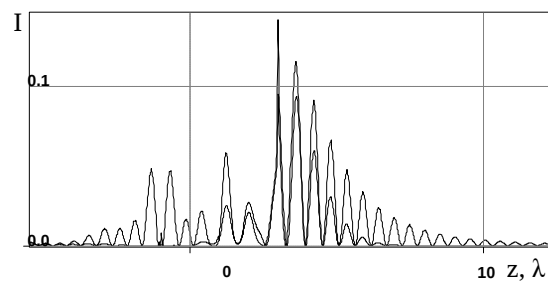


Рис. 3. График полной осевой интенсивности (при радиальной поляризации падающего пучка) в моменты времени 15T (толстая линия) и 1000T (тонкая линия)

Заключение

В работе методом конечных разностей во временной области проведено моделирование фокусировки коротких и длинных световых пучков при использовании рефракционного аксикона. Показано, что длительность пучка не сказывается на усреднённой картине интенсивности в плоскости фокусировки, однако при использовании коротких импульсов может достигаться очень высокая пиковая мощность.

Хотя для фокусировки использовался аксикон с не очень большой числовой апертурой ($NA \approx 0,4$), поперечные размеры фокальных распределений по полуспаду интенсивности оказались в два раза меньше, чем можно достичь с помощью линзы с той же числовой апертурой.

В случаях продольной и радиальной поляризаций азимутальный компонент отсутствует и не появляется при распространении пучка в пространстве. Энергия между радиальным и продольным компонентами при распространении и фокусировке частично перекачивается. В случае же азимутальной поляризации перераспределения энергии в другие компоненты не происходит.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ 10-07-00109-а и гранта Минобрнауки по ФЦП "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" (соглашения № 8231).

Библиографический список

1. Котляр, В. В. Острая фокусировка света радиальной поляризации с помощью микролинз [Текст] / В. В. Котляр, А. А. Ковалев, С. С. Стафеев // Компьютерная оптика. – 2008. – Т. 32. – №2. – С. 155-167.
2. Котляр, В. В. Моделирование острой фокусировки радиально-поляризованной лазерной моды с помощью конического и бинарного микроаксиконов [Текст] / В. В. Котляр, С. С. Ста-

феев // Компьютерная оптика. – 2009. – Т. 33. – № 1. – С. 52-60.

3. Kotlyar, V. V. Sharp focus area of radially-polarized gaussian beam propagation through an axicon [Text] / V. V. Kotlyar, A. A. Kovalev, S. S. Stafeyev // Progress in Electromagnetics Research C. – 208. – V.5. – P. 35-43.

4. Карпеев, С. В. Простой способ генерации поляризационно-неоднородного лазерного излучения, основанный на применении ДОО [Текст] / С. В. Карпеев, С. Н. Хонина // Компьютерная оптика. – 2011. – Т. 35. – № 1. – С. 54-62.

5. Khonina, S. N. Polarization converter for higher-order laser beams using a single binary diffractive optical element as beam splitter [Text] / S. N. Khonina, S. V. Karpeev, S. V. Alferov // Opt. Lett. – 2012. – Vol. 37. – No. 12. – P. 2385-2387.

6. Strategies to maximize the performance of a STED microscope [Text] / S. Galiani, B. Harke, G. Vicidomini [et al.] // Opt. Express. – 2012. – V. 20. – P. 7362-7374.

7. Khonina, S. N. Enlightening darkness to diffraction limit and beyond: comparison and optimization of different polarizations for dark spot generation [Text] / S. N. Khonina, I. Golub // J. Opt. Soc. Am. A. – 2012. – Vol. 29. – No. 7. – 1470-1474.

8. Хонина, С. Н. Управление вкладом компонент векторного электрического поля в фокусе высокоапертурной линзы с помощью бинарных фазовых структур [Текст] / С. Н. Хонина, С. Г. Волотовский // Компьютерная оптика. – 2010. – Т. 34. – № 1. – С. 58-68.

9. Экспериментальное исследование дифракции линейно-поляризованного Гауссова пучка на бинарных микроаксиконах с периодом, близким к длине волны [Текст] / С. Н. Хонина, Д. В. Нестеренко, А. А. Морозов [и др.] // Компьютерная оптика. – 2011. – Т. 35. – № 1. – С. 11-21.

10. Котляр, В. В. Симметрия интенсивности и потока мощности субволнового фокусного пятна [Текст] / В. В. Котляр, А. А. Ковалёв, С. С. Стафеев // Компьютерная оптика. – 2012. – Т. 36. – № 2. – С. 190-198.

11. Narrowing of a light spot at diffraction of linearly-polarized beam on binary assymetric axicons [Text] / S. N. Khonina, D. V. Nesterenko, A. A. Morozov [et al.] // Optical Memory and Neural Networks (Information optics). – 2012. – V. 21. - № 1. – P. 17-26.
12. Taflove, A. Computational Electrodynamics: The Finite-Difference Time-Domain Method, 3 ed. [Text] / A. Taflove and Susan Hagness // Artech House, Boston, MA, 2005.
13. Sun, H. B. Two-Photon Photopolymerization and 3D Lithographic Microfabrication [Text] / H. B. Sun, S. Kawata // APS – 2004. – V. 170. – P.169-273.
14. Ostendorf, A. Two-Photon Polymerization: A new Approach to Micromachining [Text] / A. Ostendorf, B. N. Chichkov // Photonics Spectra – 2006. – October Issue.
15. Устинов, А. В. Расчет комплексной функции пропускания рефракционных аксиконов [Текст] / А. В. Устинов, С. Н. Хонина // Компьютерная оптика. – 2011. – Т. 35. – №. 4. – С. 480-490.

COMPARISON OF FOCUSING PULSE BEAMS WITH DIFFERENT POLARIZATION AND DURATION BY A REFRACTIVE AXICON

© 2012 A. V. Meterko, S. N. Khonina

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

The focusing of short and long pulse light beams is simulated using the time- domain finite- difference method with the aid of a refractive axicon. It is shown that the duration of the beam pulse has no effect on the average intensity of the picture in the focal plane, however, very high peak power can be achieved when using short pulses. The numerical results for different types of polarization of the beam incident on the axicon are compared. It is shown that in a tightly focused regime the energy is redistributed between the radial and longitudinal components of the electric field, while the azimuthal component of the energy remains unchanged.

Refractive axicon, pulsed beam focusing, polarization of cylindrical light beams, finite- difference time-domain method.

Информация об авторах

Метерко Александр Валерьевич, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: Desperus@yandex.ru. Область научных интересов: дифракционная оптика.

Хонина Светлана Николаевна, профессор, доктор физико-математических наук, кафедра технической кибернетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: khonina@smr.ru. Область научных интересов: сингулярная оптика, дифракционная оптика, оптический анализ изображений.

Meterko Aleksander Valeryevich, undergraduate student, Samara State Aerospace University named after S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: Desperus@yandex.ru. Area of research: diffractive optics.

Khonina Svetlana Nikolaevna, doctor of science, professor of the department of technical cybernetics, Samara State Aerospace University named after S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: khonina@smr.ru. Area of research: singular optics, diffractive optics, optical image processing.

ББК 65.40

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ТРАНСФЕРНОЙ СИСТЕМЫ АВИАПЕРЕВОЗОК В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ

© 2012 В. А. Романенко

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

На основе нечётко-множественного подхода решена задача оптимизации расписания движения воздушных судов с учётом параметров технологических графиков наземного обслуживания для аэропорта, действующего в рамках трансферной системы авиаперевозок. При формировании нечётких исходных данных использованы методы экспертных оценок и статистической обработки материалов информационной системы аэропорта. Приведён пример решения задачи.

Узловой аэропорт, параметрическая оптимизация, нечёткое множество.

Введение

Объектом исследования является трансферная система пассажирских авиаперевозок, включающая в качестве основных элементов узловой аэропорт (хаб) и хабообразующую авиакомпанию. Для сокращения времени пребывания трансферных пассажиров в хабе его расписание строится по волновому принципу: массовые прибытия рейсов сменяются их массовыми отправлениями, между «волнами» прибытий-отправлений следуют паузы для обеспечения трансфера пассажиров между стыковочными рейсами.

Рассматривается задача оптимизации, предполагающая поиск совокупности плановых (по расписанию) моментов прилётов и вылетов воздушных судов (ВС) в пределах определённой волны, обеспечивающей максимум доходам хабообразующей авиакомпании от перевозки трансферных пассажиров, пересекающихся в хабе в течение рассматриваемой волны прилётов-вылетов. Решение задачи связано с наличием неопределённости в исходных данных. Так, выбранная в качестве критерия величина суммарных доходов зависит от величин тарифа и уровней пассажиропотока на трансферных авиасвязях, носящих неопределённый характер. Неопределённой и трудноформализуемой является степень привлека-

тельности времени пребывания в хабе с точки зрения трансферного пассажира, влияющая на уровень пассажиропотока. Неопределённый, вероятностный характер носят продолжительности наземного обслуживания ВС и пассажиров, а также отклонения прилётов и вылетов ВС от расписания. Представляется целесообразным представить все неопределённые величины в единой нечёткой форме. В этом случае задача оптимизации расписания сводится к задаче нечёткого математического программирования. Учёт неопределённости временных характеристик аэропортового обслуживания рейсов требует включения некоторых из них в состав оптимизируемых параметров наряду с параметрами расписания.

Постановка оптимизационной задачи

Пусть в течение отдельной волны прибытий-отправлений в хаб прилетают, проходят обслуживание и вылетают K ВС. Предположим, что перевозчик может по своему усмотрению задавать плановые моменты времени прибытия t_k^a и отправления t_k^d k -го ($k = 1, \dots, K$) ВС, а также интервал времени T_k^r от момента наступления готовности ВС к посадке пассажи-

ров до планового времени вылета. Используем также фактические (с учётом отклонения от расписания) нечёткие моменты времени прибытия $\tilde{t}_k^a$ и отправления $\tilde{t}_k^d$ k -го ВС.

Обозначим как ij трансферную авиасвязь, поддерживаемую двумя рейсами, первый из которых выполняет прилетающий ВС под номером $i = 1, \dots, K$, а второй - вылетающий ВС под номером $j = 1, \dots, K$. Предполагается, что экспертами для трансферных авиасвязей определены нечёткие величины тарифов $\tilde{c}_{ij}$ ($i, j = 1, \dots, K$) и ёмкостей авиарынка $\tilde{D}_{ij}$ ($i, j = 1, \dots, K$). Под $\tilde{D}_{ij}$ понимается максимальное число потенциальных пассажиров, имеющих потребность и возможности совершить поездку на авиасвязи ij по установленному тарифу в течение рассматриваемой волны.

Необходимо учесть, что не все пассажиры, составляющие $\tilde{D}_{ij}$, принесут доход хабообразующей авиакомпании. Так, от её услуг, вероятно, откажутся пассажиры, которых не устраивает длительность пересадки в хабе. Также не принесут авиакомпании положительных коммерческих результатов пассажиры рейсов, отправленных с опозданием, или трансферные пассажиры, опоздавшие к посадке на ВС.

Введём величину $\tilde{d}_{ij}$, выражающую нечёткое число пассажиров, воспользовавшихся перевозкой на авиасвязи ij и при этом принёсших доход авиакомпании:

$$\tilde{d}_{ij} = \tilde{D}_{ij} k_{ij}^{\Pi} k_j^C k_{ij}^T, \quad i, j = 1, \dots, K,$$

где k_{ij}^{Π} - доля пассажиров, воспользовавшихся трансферной перевозкой на авиасвязи ij , от общего числа потенциальных пассажиров этой авиасвязи; k_j^C - доля вылетов j -х ВС, выполненных без нарушения расписания, от общего числа вылетов j -х ВС за некоторый интервал времени; k_{ij}^T - доля трансферных пассажиров

авиасвязи ij , своевременно прошедших предполётное обслуживание в хабе и не опоздавших к началу посадки, от общего числа трансферных пассажиров авиасвязи ij .

Учитывая зависимость введённых коэффициентов от параметров оптимизации, формулу нечёткой суммы доходов авиакомпании от перевозки трансферных пассажиров одной волны прилётов-вылетов рейсов в хабе $\tilde{C}$ запишем в виде

$$\tilde{C} = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^K \tilde{c}_{ij} \tilde{d}_{ij} (t_i^a, t_j^d, T_j^T), \quad i, j = 1, \dots, K. \quad (1)$$

При решении оптимизационной задачи необходимо учитывать ограничение на временной интервал между взлётно-посадочными операциями (ВПО). Для всех $m = 1, 2, \dots, (2K - 1)$ должно выполняться условие

$$Dt \leq (t_n^{ВПО} - t_m^{ВПО}), \quad n = (m + 1), \dots, 2K, \quad (2)$$

где Dt - минимально допустимый интервал между ВПО; $t_m^{ВПО}$ - момент времени выполнения m -й ВПО. Элементы множества моментов выполнения ВПО определяются как

$$t_m^{ВПО} = \begin{cases} t_i^a, & m = i, i = 1, \dots, K, \\ t_j^d, & m = K + j, j = 1, \dots, K. \end{cases}$$

Таким образом, рассматриваемая задача оптимизации состоит в определении переменных t_k^a , t_k^d и T_k^T ($k = 1, \dots, K$), обеспечивающих максимум целевой функции $\tilde{C}$ (1) и удовлетворяющих ограничению (2).

Коэффициенты k^C и k^T , используемые при расчётах целевой функции $\tilde{C}$, зависят от фактической продолжительности процессов аэропортового обслуживания пассажиров и ВС. Поэтому, прежде чем перейти к описанию методики определения $\tilde{C}$, рассмотрим вопросы, связанные с технологией обслуживания перевозок в хабе.

Модельный технологический график наземного обслуживания ВС

С целью упрощения технологического графика наземного обслуживания ВС, включающего несколько десятков операций, объединим все операции в четыре работы.

Работа 1. Обслуживание ВС и пассажиров, выполняемое по прилёту.

Работа 2. Обслуживание ВС, выполняемое при отсутствии пассажиров на борту.

Работа 3. Обслуживание трансферных пассажиров в терминале, которое для

k -го ВС рассматривается как совокупность работ по обслуживанию групп пассажиров, пересеживающихся с ряда прилетевших i -х ВС ($i = 1, \dots, K$) на вылетающее k -е ВС.

Работа 4. Обслуживание ВС и пассажиров, выполняемое перед вылетом.

С учётом введённого группирования операций модельный технологический график принимает вид, представленный на рис. 1, где кружками обозначены события, а стрелками - следующие работы или интервалы времени.

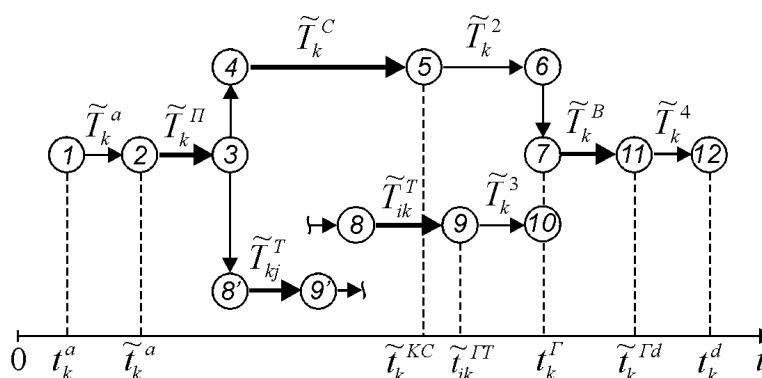


Рис. 1. Модельный технологический график обслуживания ВС

1-2 – интервал между плановым t_k^a и фактическим $\tilde{t}_k^a$ моментами времени прилёта k -го ВС нечёткой продолжительностью $\tilde{T}_k^a = \tilde{t}_k^a - t_k^a$;

2-3 – работа 1 нечёткой фактической продолжительностью $\tilde{T}_k^П$;

4-5 – работа 2 нечёткой фактической продолжительностью $\tilde{T}_k^C$, начинающаяся сразу по окончании работы 1 и оканчивающаяся в нечёткий момент времени $\tilde{t}_k^{KC}$;

5-6 – интервал времени простоя ВС в ожидании начала выполнения работы 4 нечёткой продолжительностью $\tilde{T}_k^2$. Фиктивная работа 5-6 имеет место в случае, если выполнение работы 2 завершается раньше наступления планового момента готовности ВС к началу выполнения

работы 4: $t_k^Г = t_k^d - T_k^Г$, где $T_k^Г$ – интервал от начала выполнения работы 4 до вылета, задаваемый технологическим графиком;

7-11 – работа 4 нечёткой фактической продолжительностью $\tilde{T}_k^B$, начинающаяся, при соблюдении технологического графика, в момент $t_k^Г$ или, в случае отставания от графика, по окончании работы 2. Фактическое время окончания работы 4 совпадает с фактическим временем готовности ВС к вылету $\tilde{t}_k^{Гд}$;

11-12 – интервал нечёткой фактической продолжительностью $\tilde{T}_k^4$ между готовностью ВС к вылету $\tilde{t}_k^{Гд}$ и плановым временем вылета t_k^d ;

8'-9' – технологические операции нечёткой продолжительностью $\tilde{T}_{kj}^T$ по обслуживанию группы трансферных пасса-

жиров, пересеживающихся с k -го на j -й ВС ($i=1,...,K$). Они не входят в состав технологического графика обслуживания k -го ВС и поэтому обозначены штрихами и приводятся для справки;

8-9 – технологические операции нечёткой продолжительностью $\tilde{T}_{ik}^T$, входящие в состав работы 3, по обслуживанию группы трансферных пассажиров, пересеживающихся на k -е ВС с i -го ВС ($i=1,...,K$). Предполагается, что на k -е ВС успевают только те группы трансферных пассажиров, пересеживающихся с i -х ВС ($i=1,...,K$), для которых работа 8-9 завершается до начала выполнения работы 4 k -го ВС. Нечёткое время окончания работы 8-9 - $\tilde{t}_{ik}^{TT}$;

9-10 – интервал времени нечёткой продолжительностью $\tilde{T}_k^3$ между окончанием обслуживания трансферных пассажиров и плановым временем готовности ВС к выполнению предполётных операций.

Определение целевой функции

Наличие нечёткости в параметрах целевой функции приводит к необходимости решения многокритериальной задачи оптимизации, которое отличается значительной трудоёмкостью и требует больших затрат машинного времени. При этом отсутствие единственного решения делают задачу с нечёткой целевой функцией малополезной для практики. Чтобы избежать многокритериальности, производится дефазификация нечёткого значения целевой функции в соответствии с одним из известных методов. При использовании дефазифицированной целевой функции решение рассматриваемой здесь задачи не предполагает особых затруднений и достигается с помощью известных методов оптимизации. Предварительно, однако, необходимо установить зависимость нечёткой целевой функции от параметров оптимизации.

Как следует из формул (1) и (2), влияние параметров t_k^a , t_k^d , T_k^T ($k=1,...,K$)

на критерий $\tilde{C}$ выражается посредством коэффициентов k_{ij}^T , k_j^C , k_{ij}^T ($i, j=1,...,K$). Поэтому первым этапом определения $\tilde{C}$ на каждом шаге оптимизационного алгоритма является определение указанных коэффициентов. Последующие этапы предполагают сначала вычисление $\tilde{C}$ в соответствии с правилами нечёткой арифметики, а затем дефазификацию этой величины. Рассмотрим подробно первый этап, поскольку для расчётов на последующих этапах могут быть использованы известные методики [1,2].

Для определения коэффициента k_{ij}^T используем введённое выше допущение о его зависимости только от длительности времени пребывания трансферных пассажиров в хабе $T_{ij}^X = t_j^d - t_i^a$. Выразим предпочтение трансферных пассажиров в отношении T_{ij}^X посредством трапециевидальной функции желательности [3] $l_{T^X}(t)$ с четырьмя реперными точками $(t^{(1)}, t^{(2)}, t^{(3)}, t^{(4)})$ (рис. 2, а) и будем считать $k_{ij}^T(t) \equiv l_{T^X}(t)$.

Сочетания прибывших и отправляющихся рейсов со значениями $T_{ij}^X < t^{(1)}$ и $T_{ij}^X > t^{(4)}$ не рассматриваются ни одним из трансферных пассажиров в качестве возможных стыковок по причине, соответственно, слишком короткого и чрезмерно продолжительного времени, отводимого на пересадку. Наиболее комфортному времени пересадки отвечает интервал $[t^{(2)}, t^{(3)}]$. Согласно [4] выразим предпочтение трансферных авиапассажиров функцией желательности со следующими значениями параметров: $t^{(1)} = 45$ мин, $t^{(2)} = 75$ мин, $t^{(3)} = 90$ мин, $t^{(4)} = 360$ мин.

Прежде чем определять коэффициенты k_j^C и k_{ij}^T , определимся с типами используемых нечётких величин. Будем

считать $\tilde{D}_{ij}$ и $\tilde{c}_{ij}$ ($i, j=1, \dots, K$) нечёткими числами с треугольными функциями принадлежности. Следуя обозначениям, использованным на рис. 2, б, представим

их в виде: $\tilde{D}_{ij} = (D_{ij}^L, D_{ij}^M, D_{ij}^R)$ и $\tilde{c}_{ij} = (c_{ij}^L, c_{ij}^M, c_{ij}^R)$.

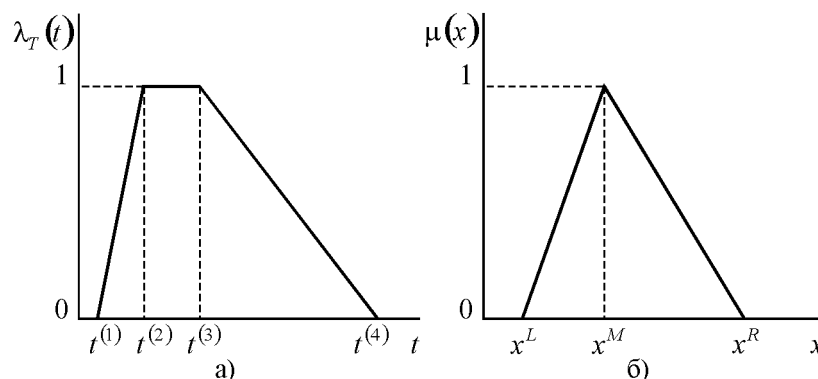


Рис. 2. Трапецидальная функция желательности (а), треугольная функция принадлежности (б)

При описании временных характеристик аэропортовых процессов перейдём от простейшей треугольной модели представления нечётких величин к более сложной и адекватной модели. Предположим, что объём имеющихся статистических данных достаточен для формирования используемых в этой модели частотных распределений.

Пусть нечёткое число $\tilde{T}^Z$, характеризующее продолжительность некоторой работы Z , соответствует следующему нечёткому утверждению: «работа Z , начавшись в момент времени $t = 0$, закончится по достижении некоторого момента $T \in \mathbf{R}$ ».

По аналогии будем считать нечёткое отклонение времени прибытия $\tilde{T}_k^a$ соответствующим нечёткому утверждению: «отклонение фактического времени прибытия в хаб k -го ВС от планового больше некоторого $T \in \mathbf{R}$ ».

Данная интерпретация позволяет рассматривать продолжительности работ и отклонения времени прибытия от расписания нечёткими числами с функцией принадлежности S -типа, что упрощает дальнейшие операции с нечёткими числами и придаёт им определённую наглядность.

При наличии частотной функции распределения $F(t)$ некоторой непрерывной случайной величины (СВ) T (продолжительности работы или отклонения от расписания) функцию принадлежности S -типа $m_{\tilde{T}}(t)$ соответствующего нечёткого числа $\tilde{T}$ получим преобразованием $F(t)$ в $m_{\tilde{T}}(t)$. Разбив область значений функции $F(t)$ на M промежутков с границами $F_0, F_1, \dots, F_m, \dots, F_M$, соответствующими границам промежутков, значения квантилей $t_0, t_1, \dots, t_m, \dots, t_M$ найдём с использованием приёма обращения: $t_m = F^{-1}(F_m)$, $m = 0, 1, \dots, M$, а уровни принадлежности значений $t_0, t_1, \dots, t_m, \dots, t_M$ нечёткому множеству $\tilde{T}$ определим как $m_{\tilde{T}}(t_m) = F_m$ ($m = 0, 1, \dots, M$).

Учитывая, что функции принадлежности нечётких временных характеристик являются отражением функций распределения и, несмотря на все связанные с фазификацией и последующими вычислениями потери, в определённой степени сохраняют исходную вероятностную информацию, используем их для определения коэффициентов k_j^C и k_{ij}^T . Процедуру решения данной задачи иллюстрирует рис. 3, где схематично отображены гра-

фики функций принадлежности основных временных характеристик, участвующих в расчётах.

Величину k_k^C будем трактовать как вероятность того, что фактическая готовность к вылету k -го ВС наступит раньше планового момента вылета t_k^d . При наличии функции распределения $F_k^{Td}(t)$ случайного фактического времени готовно-

сти к вылету t_k^{Td} искомый коэффициент может быть определён как $k_k^C = F_k^{Td}(t_k^d)$. Рассматривая функцию принадлежности $m_k^{Td}(t)$ нечёткого времени $\tilde{t}_k^{Td}$ как аналог функции распределения $F_k^{Td}(t)$ случайного времени t_k^{Td} , примем $k_k^C = m_k^{Td}(t_k^d)$.

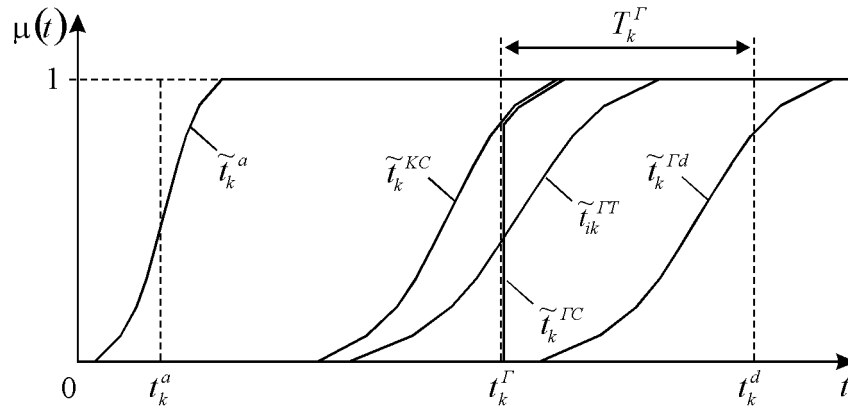


Рис. 3. К определению коэффициентов k_j^C и k_{ij}^T

Запишем формулы для определения $\tilde{t}_k^{Td}$, в которых операции сложения и взятия максимума нечётких чисел выполняются с использованием уровней множеств [1]:

$$\tilde{t}_k^{Td} = \tilde{t}_k^{ΓC} + \tilde{T}_k^B,$$

$$\tilde{t}_k^{ΓC} = m\tilde{a}x(\tilde{t}_k^{KC}, t_k^Γ),$$

$$\tilde{t}_k^{KC} = \tilde{t}_k^a + \tilde{T}_k^{II} + \tilde{T}_k^C = t_k^a + \tilde{T}_k^a + \tilde{T}_k^{II} + \tilde{T}_k^C,$$

где $\tilde{t}_k^{ΓC}$ - нечёткое фактическое время готовности ВС к выполнению работы 4.

Коэффициент k_{ik}^T интерпретируем как вероятность того, что готовность к посадке на k -е ВС трансферных пассажиров, пересеживающихся с i -го ВС, наступит раньше, чем начнутся операции, выполняемые перед вылетом k -го ВС, т.е. $k_{ik}^T = P(\tilde{t}_{ik}^{ΓT} < \tilde{t}_k^{ΓC})$.

Величина $\tilde{t}_{ik}^{ΓT}$ определяется в результате нечёткого сложения по формуле:

$$\tilde{t}_{ik}^{ΓT} = \tilde{t}_k^a + \tilde{T}_k^{II} + \tilde{T}_{ik}^T = t_k^a + \tilde{T}_k^a + \tilde{T}_k^{II} + \tilde{T}_{ik}^T.$$

Примем, что $\tilde{T}_{ik}^T$ зависит от числа

трансферных пассажиров и продолжительности выполнения наиболее трудоёмкой операции (в рассматриваемом случае регистрации) по их обслуживанию:

$$\tilde{T}_{ik}^T = \tilde{T}^{1T} \tilde{d}_{ik}',$$

где $\tilde{T}^{1T}$ - продолжительность регистрации одного трансферного пассажира - положительное нечёткое число с функцией принадлежности S-типа, определяемое с использованием статистических данных; $\tilde{d}_{ik}' = \tilde{D}_{ik} k_{ik}^{II}$ - число пассажиров, воспользовавшихся перевозкой через рассматриваемый хаб.

Поскольку k_{ik}^{II} представляет собой чёткое число, а $\tilde{D}_{ik}$ - треугольное нечёткое число, то $\tilde{d}_{ik}'$ - также треугольное нечёткое число, которое может быть представлено в виде $\tilde{d}_{ik}' = (d_{ik}'^L, d_{ik}'^M, d_{ik}'^R)$.

Для обеспечения возможности перемножения нечётких чисел $\tilde{T}^{1T}$ и $\tilde{d}_{ik}'$, относящихся к различным типам, пред-

ставим треугольное нечёткое число $\tilde{d}'_{ik}$ в виде нечёткого числа $\tilde{d}''_{ik}$ S-типа. В качестве допущения примем, что значения его функции принадлежности $m_{\tilde{d}''}(d)$ для трёх значений аргумента $d''_{ik}^{(1)} = d'^L_{ik}$, $d''_{ik}^{(2)} = d'^M_{ik}$ и $d''_{ik}^{(3)} = d'^R_{ik}$ равны соответственно: $m_{\tilde{d}''}(d''_{ik}^{(1)}) = 0$, $m_{\tilde{d}''}(d''_{ik}^{(2)}) = 0.5$, $m_{\tilde{d}''}(d''_{ik}^{(3)}) = 1$ (рис.4). Остальные уровневые значения d'' будем определять линейной интерполяцией.

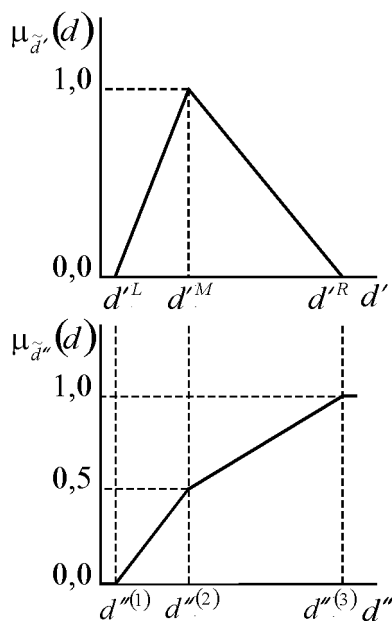


Рис. 4. Схема преобразования нечёткого числа

Изложенная выше методика совместно с формулами (1) и (2) позволяет определять нечёткое значение целевой функции $\tilde{C}$ для заданных t_i^a, t_j^d, T_j^r . Дефазификация полученного нечёткого значения $\tilde{C}$ производится методом центра тяжести [2].

Сравнение нечётких чисел

Применим следующий теоретико-вероятностный подход к вычислению чёткой вероятности доминирования одного нечёткого числа над другим, необходимой для определения коэффициентов k_{ij}^T ($i, j = 1, \dots, K$). Пусть $\tilde{X}$ и $\tilde{Y}$ - нечёт-

кие числа S-типа, полученные на базе вероятностных распределений, с функциями принадлежности $m_{\tilde{X}}(t)$ и $m_{\tilde{Y}}(t)$ соответственно. $P(\tilde{X} < \tilde{Y})$ - искомая вероятность доминирования $\tilde{Y}$ над $\tilde{X}$.

Для определения $P(\tilde{X} < \tilde{Y})$ нечёткие числа представим в форме частотных распределений. В общем случае данное преобразование невозможно, поскольку полученные экспертным путём нечёткие числа не содержат необходимой количественной информации. Учтём, что сравниваемые нечёткие числа получены с использованием статистических выборок большого объёма, и введём допущение о возможности перехода в рассматриваемом случае от нечёткого числа к вероятностному распределению. Выше уже было рассмотрено преобразование вероятностного распределения в нечёткое число. Поэтому опустим подробное описание процедуры обратного перехода, отметив лишь, что её суть состоит в использовании границ уровней интервалов нечёткого числа в качестве соответствующих квантилей частотного распределения.

Итак, предположим, что функции принадлежности $m_{\tilde{X}}(t)$ и $m_{\tilde{Y}}(t)$ нечётких чисел $\tilde{X}$ и $\tilde{Y}$ преобразованы в функции распределения $F^X(t)$ и $F^Y(t)$ СВ X и Y соответственно. Необходимо определить вероятность $P(X < Y)$ того, что произвольно взятое значение X будет меньше произвольно взятого значения Y .

Разобьём области значений функции распределения на N промежутков одинаковой ширины DF . Тогда $F_0, F_1, \dots, F_i, \dots, F_N$ - границы промежутков, а $x_0, x_1, \dots, x_i, \dots, x_N$ и $y_0, y_1, \dots, y_i, \dots, y_N$ - соответствующие им квантили СВ X и Y , определяемые с использованием приёма обращения как

$$x_i = F^{X^{-1}}(F_i), \quad y_i = F^{Y^{-1}}(F_i), \quad i = 0, 1, \dots, N.$$

Чтобы избежать неопределённостей, связанных со значениями $F(t) = 0$ и $F(t) = 1$, будем считать F_0 близким, но не

равным 0, и аналогично F_N - близким, но не равным 1. При этом длина отрезка DF определится как $DF = \frac{F_N - F_0}{N} \approx \frac{1}{N}$.

Поскольку промежутки $[F_{i-1}, F_i)$ ($i = 1, \dots, N$) имеют одинаковую ширину, то вероятности p попадания X в пределы каждого из промежутков $[x_{i-1}, x_i)$ ($i = 1, \dots, N$) будут иметь одинаковую величину, не зависящую от номера промежутка, равную $p = F_i - F_{i-1} = DF$ ($i = 1, \dots, N$). То же самое можно сказать о вероятностях попадания Y в пределы каждого из промежутков $[y_{i-1}, y_i)$ ($i = 1, 2, \dots, N$), также равных DF .

Событие $X < Y$ будем рассматривать как сумму ряда элементарных событий, каждое из которых состоит в том, что СВ X попадает в промежуток $[x_{i-1}, x_i)$, а СВ Y – в промежуток $[y_{j-1}, y_j)$ и при этом $j > i$. Вероятности a_{ij} этих элементарных событий определяются по формуле

$$a_{ij} = \begin{cases} q, & y_j > x_i, \\ 0, & x_i > y_j, \end{cases} \quad i, j = 1, \dots, N,$$

где q – вероятность попадания X в промежуток $[x_{i-1}, x_i)$ при попадании Y в промежуток $[y_{j-1}, y_j)$. По теореме умножения вероятностей для независимых событий имеем $q = p^2$.

Искомая вероятность события $X < Y$ приближённо определяется с использованием теоремы сложения несовместных элементарных событий как

$$P(X < Y) \approx \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij}. \quad (3)$$

Приближённый характер формулы связан с наличием вероятности распределения СВ X и Y по промежуткам с одинаковыми номерами ($x_i = y_j$, $x_{i-1} = y_{j-1}$, $i = j$), когда о соотношении X и Y сделать определённого вывода нельзя и определить a_{ij} невозможно. С увеличением N вероятность попадания X и Y в промежут-

ки с одинаковыми номерами снижается и, соответственно, возрастает точность рассматриваемого метода.

Нетрудно заметить, что величина $\sum_{i=1}^N a_{ij}$ для некоторого промежутка $[y_{j-1}, y_j)$ представляет собой суммарную вероятность того, что X будет меньше y_j , умноженную на p , или в формализованном виде:

$$\sum_{i=1}^N a_{ij} = P(X < y_j) \cdot p. \quad (4)$$

Первый множитель правой части (4) по определению представляет собой значение функции распределения $F^X(y_j)$ и значит

$$\sum_{i=1}^N a_{ij} = F^X(y_j) \cdot p. \quad (5)$$

Из выражений (3) и (5) получаем формулу для определения искомой вероятности:

$$\begin{aligned} P(X < Y) &\approx \sum_{j=1}^N (F^X(y_j) \cdot p) = \left(\sum_{j=1}^N F_j^X \right) \cdot p = \\ &= \left(\sum_{j=1}^N F_j^X \right) \cdot DF = \frac{\left(\sum_{j=1}^N F_j^X \right)}{N}. \end{aligned}$$

Пример решения оптимизационной задачи

Ниже описаны результаты решения задачи оптимизации параметров модельной трансферной системы перевозок на базе Международного аэропорта Курумоч (г. Самара). Рассмотрена волна прилётов-вылетов, формируемая 10 ВС. Оценки потенциального пассажиропотока и трансферных тарифов (последние выражены в некоторых условных единицах) приведены в табл.1. Прочерки соответствуют трансферным авиасвязям, на которых пассажиропоток отсутствует. Нечёткое суммарное число потенциальных трансферных пассажиров составило $\tilde{D} = (192; 558; 1238)$. В целях экономии

места в табл.1 приведены значения D_{ij}^M и c_{ij}^M , соответствующие ядрам нечётких множеств $\tilde{D}_{ij}$ и $\tilde{c}_{ij}$. Следующие примеры позволяют оценить характер нечётких данных:

$$\tilde{D}_{9;2} = (1, 2, 4) \text{ пас.},$$

$$\tilde{c}_{9;2} = (20.5, 21.2, 21.8) \text{ у.е.},$$

$$\tilde{D}_{1;1} = (4, 16, 20) \text{ пас.},$$

$$\tilde{c}_{1;1} = (20.3, 21.0, 21.6) \text{ у.е.},$$

$$\tilde{D}_{7;4} = (8, 53, 125) \text{ пас.},$$

$$\tilde{c}_{7;4} = (15.0, 15.6, 16.2) \text{ у.е.}$$

Замечен значительный разброс уровней возможного пассажиропотока и сравнительно малый разброс тарифов.

Все ВС, формирующие волну, разделены на две категории, различающиеся

пассажироместимостью и временными параметрами технологического графика. ВС первой категории, к которым отнесены последние три ВС ($k = 8-10$), считаются большими, требующими больших затрат на аэропортовое обслуживание. Графики функций распределения времени выполнения работ 1, 2 и 4 для обеих категорий ВС, служащие исходным материалом для формирования нечётких чисел $\tilde{T}_k^A$, $\tilde{T}_k^C$, $\tilde{T}_k^B$, представлены на рис.5. На указанном рисунке приведён также пример вероятностного распределения отклонений времени прилёта одного из ВС в хаб. Источником исходной информации является статистика базы данных информационной системы аэропорта.

Таблица 1. Характеристики трансферных авиасвязей, D_{ij}^M , пас. / c_{ij}^M , у.е.

i \ j	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	16 / 21,0	-	-	-	-	4 / 14,2	-	-	-	-
2	-	-	-	-	6 / 13,8	-	18 / 13,9	-	2 / 13,8	3 / 13,7
3	-	-	26 / 18,4	9 / 16,4	-	-	-	2 / 24,8	-	-
4	-	-	-	18 / 12,2	-	-	-	-	16 / 21,2	19 / 21,5
5	-	-	48 / 17,6	-	-	-	-	6 / 24,0	-	-
6	-	11 / 13,8	-	-	-	21 / 13,8	5 / 13,7	-	19 / 13,9	-
7	-	-	-	53 / 15,6	-	-	-	-	-	-
8	-	24 / 12,8	-	-	3 / 12,7	10 / 12,8	2 / 12,9	-	-	82 / 12,8
9	-	2 / 21,2	-	-	-	-	11 / 21,2	-	3 / 21,2	-
10	-	35 / 14,8	-	-	-	-	45 / 14,8	4 / 14,2	35 / 14,8	-

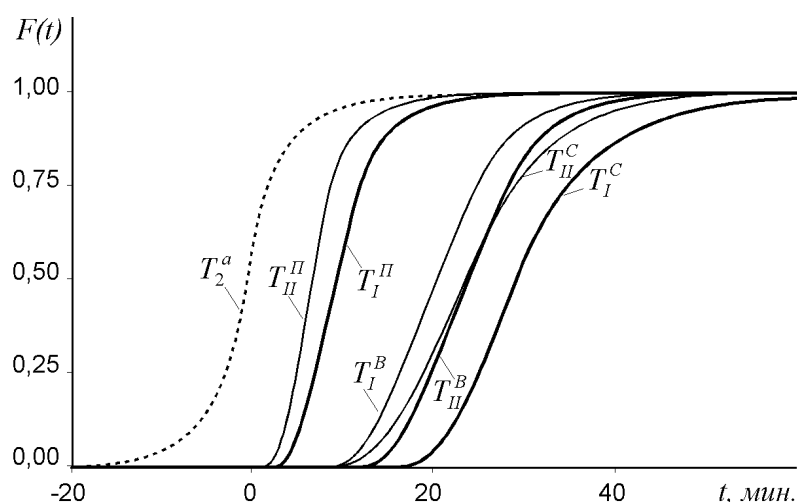


Рис. 5. Функции распределения временных характеристик

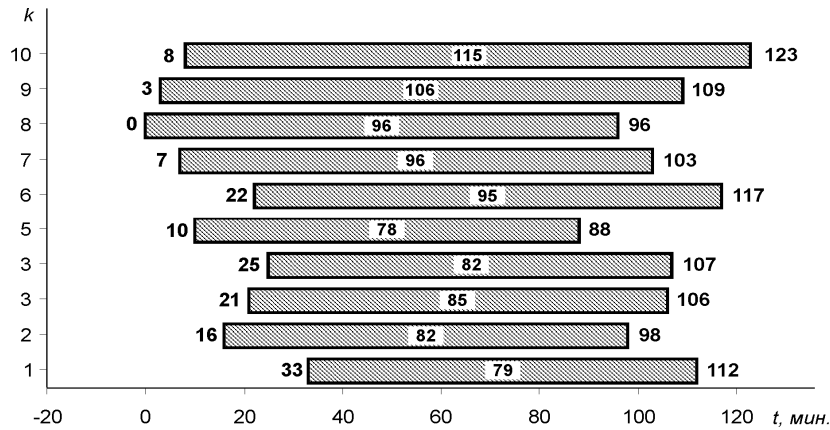


Рис. 6. Оптимальное расписание

Частотное распределение времени обслуживания одного трансферного пассажира со средним значением около 0,5 мин, использованное в примере, получено по результатам непосредственных наблюдений в ряде аэропортов. Минимальный интервал времени между ВПО принят равным $Dt=1$ мин, что в целом соответствует пропускной способности элементов лётной полосы рассматриваемого аэропорта.

Расписание прилётов и вылетов ВС в течение рассматриваемой волны, составляющее главный результат решения оптимизационной задачи, для наглядности представлено в виде линейчатой диаграммы на рис.6. Длина каждого прямоугольника и его смещение вдоль временной оси отражают временные характеристики пребывания соответствующего ВС в хабе. Числа слева и справа от прямоугольника означают, соответственно, время прибытия и время отправления, число внутри прямоугольника – продолжительность пребывания ВС в хабе.

Решение задачи было получено при наличии дополнительного ограничения, предполагающего равенство величин T_k^r для всех ВС одной категории. Оптимальные значения составляют $T_I^r = 36$ мин для ВС первой категории и $T_{II}^r = 33$ мин – для ВС второй категории, что вполне соответствует практике.

Оптимальное расписание наглядно отражает групповой характер движения ВС, являющийся одним из атрибутов хаба. ВС прибывают и отправляются

тесными группами с малыми интервалами между ВПО, что требует высокой пропускной способности элементов лётной полосы и технологических комплексов хаба. В среднем ВС первой категории прибывают раньше, чем ВС второй категории, и вылетают несколько позже, что объясняется большими временными затратами на их обслуживание.

Оптимизация расписания позволила в целом сохранить потенциальный трансферный пассажиропоток. Полученное нечёткое суммарное число трансферных пассажиров, принёсших доходы авиакомпании в течение волны, составившее $\tilde{d}_{opt} = (182; 493; 1101)$, всего на 11-12% меньше их потенциального числа.

Оптимальное решение обеспечило значение нечёткого критерия $\tilde{C}_{opt} = (1210; 7499; 17510)$ у.е. С целью оценки эффекта от оптимизации был произведён расчёт величины $\tilde{C}$ для исходных данных, имитирующих традиционное расписание узлового аэропорта. Предполагалось, что описанные выше ВС прибывают в аэропорт в порядке возрастания номеров через каждые 5 мин, проходят обслуживание в течение 2 ч, а затем в той же последовательности через каждые 5 мин вылетают из аэропорта. Определённое в этом случае нечёткое значение целевой функции составило $\tilde{C} = (642; 4021; 9397)$ у.е., что почти в два раза ниже оптимального значения. Таким образом, хабообразующая авиакомпания имеет возможность существенно повы-

свои собственные доходы только за счёт оптимизации расписания без каких бы то ни было финансовых затрат.

При использовании современной персональной вычислительной техники решение рассмотренной задачи оптимизации для волны, включающей прилёты и вылеты нескольких десятков ВС, достигается практически мгновенно.

Заключение

Представленные результаты подтверждают правомерность постановки и работоспособность предложенного алгоритма решения задачи оптимизации параметров расписания и технологических графиков обслуживания ВС для аэропорта, действующего в рамках трансферной системы перевозок. Использование нечётко-множественного подхода позволяет на базе стандартной вычислительной техники быстро получать оптимальные решения, учитывающие неопределённость исходных данных, доступных в условиях

работы реальных аэропортовых и авиатранспортных предприятий.

Библиографический список

1. Дюбуа, Д. Теория возможностей. Приложения к представлению знаний в информатике [Текст] / Д. Дюбуа, А. Прад. – М.: Радио и связь, 1990. – 288 с.
2. Рутковская, Д. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечёткие системы [Текст] / Д. Рутковская, М. Пилиньский, Л. Рутковский. – М.: Горячая линия – Телеком, 2006. – 452 с.
3. Адлер, Ю. П. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий [Текст] / Ю. П. Адлер, Е. В. Маркова, А. В. Грановский. – М.: Наука, 1976. – 279 с.
4. Danesi, A. Spatial concentration, temporal co-ordination and profitability of airline hub-and-spoke networks. Ph.D. thesis [Text] / A. Danesi. – Università di Bologna, 2006. – 143 p.

PARAMETRICAL OPTIMIZING OF A TRANSFER AIR TRANSPORTATION SYSTEM IN CONDITIONS OF UNCERTAINTY

© 2012 V. A. Romanenko

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

The problem of flight timetable optimization is solved on the basis of the fuzzy set approach taking account of the parameters of ground service technological schedules for an airport operating within the framework of the transfer system of air transportations. Methods of expert evaluation and statistical processing of the airport information system statistics are used in forming fuzzy input data. An example of a problem solution is given.

Parametrical optimization, fuzzy set, hub airport.

Информация об авторе

Романенко Владимир Алексеевич, кандидат технических наук, доцент, докторант кафедры организации и управления перевозками на транспорте, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: vla_rom@mail.ru. Область научных интересов: оптимизация и моделирование системы обслуживания перевозок узлового аэропорта.

Romanenko Vladimir Alekseevich, candidate of technical science, associate professor, working for doctor's degree at the department of traffic organization and management in transport, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: vla_rom@mail.ru. Area of research: optimization and simulation of the hub airport transportations service system.

УДК 535.42

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПАРАБОЛИЧЕСКОЙ ЛИНЗЫ И АКСИКОНА В МОДЕЛЯХ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ И СКАЛЯРНОЙ ПАРАКСИАЛЬНОЙ ОПТИКИ

© 2012 А. В. Устинов, А. В. Карсаков, С. Н. Хонина

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

В рамках скалярной параксиальной волновой модели для параболической линзы и аксикона получены точные аналитические выражения для распределения комплексной амплитуды вдоль оптической оси. Выполнен анализ этих выражений и проведено сравнение с ранее полученными результатами в геометрикооптическом приближении. Показано, что для линзы невозможно усилить интенсивность в фокусе за счёт увеличения радиуса элемента, а для аксикона это возможно.

Параболическая линза, аксикон, параксиальное приближение, распределение вдоль оптической оси.

Введение

Бурный интерес во второй половине прошлого века к бездифракционным пучкам [1,2] сделал аксикон – как рефракционный [3], так и дифракционный [4] – классическим элементом современной оптики. Сочетание аксикона с линзой позволяет управлять как продольным, так и поперечным распределением лазерных пучков [5-9].

В работе [8] было показано, что при использовании средств дифракционной оптики tandem «линза+аксикон» можно заменить одним дифракционным элементом (названным фраксиконом), фаза которого имеет дробную степень зависимости от радиальной координаты. Рефракционные аналоги таких элементов исследовались в работе [10] в рамках геометрикооптической модели.

В данной работе для параболической линзы и аксикона, как частных случаев фраксикона [8] или обобщённой параболической линзы [10], получены точные аналитические выражения для распределения комплексной амплитуды и интенсивности вдоль оптической оси в рамках скалярной параксиальной волновой модели. Проведено сравнение этих выражений с результатами геометрикооптического приближения.

Общая постановка задачи

Рассмотрим фраксикон – дифракционный оптический элемент (ДОЭ), комплексная функция пропускания которого определяется формулой [8]:

$$\tau(r) = \begin{cases} \exp[-i(k\alpha_0 r)^\gamma], & r \leq R, \\ 0, & r > R, \end{cases} \quad (1)$$

где $k = 2\pi/\lambda$ – волновое число, γ – положительное число, R – радиус оптического элемента, α_0 – безразмерный коэффициент, связанный с числовой апертурой ДОЭ NA:

$$\alpha_0 = \left[\frac{NA}{\gamma(kR)^{\gamma-1}} \right]^{1/\gamma}. \quad (2)$$

При падении на оптический элемент (1) плоской волны будет формироваться поле, комплексная амплитуда которого вдоль оптической оси в условиях применимости приближения Френеля (параксиальное приближение) вычисляется по формуле

$$U(z) = \frac{k}{z} \int_0^R \exp[-i(k\alpha_0 r)^\gamma] \exp\left(\frac{ikr^2}{2z}\right) r dr. \quad (3)$$

Для упрощения записи формул произведём преобразование показателя:

$$\begin{aligned} \psi(r) &= -(k\alpha_0 r)^\gamma + \frac{ikr^2}{2z} = \\ &= -\alpha(r^\gamma - ar^2), \end{aligned} \quad (4a)$$

$$\text{где } \alpha = (k\alpha_0)^\gamma, a = \frac{k^{1-\gamma}}{2z\alpha_0^\gamma}, \alpha a = \frac{k}{2z}. \quad (46)$$

Таким образом, подлежащий вычислению интеграл записывается в виде

$$U(z) = 2\alpha a \int_0^R \exp[-i\alpha(r^\gamma - ar^2)] r dr. \quad (5)$$

Интеграл (5) можно вычислить приближённо методом стационарной фазы [11]. Данный метод основан на том, что при наличии быстро осциллирующей подынтегральной функции главный вклад дают окрестности точек, в которых частота (производная от фазы) равна нулю. Поэтому для вычисления интеграла (5) произведём разложение экспоненты в ряд Тейлора и приближённо получим:

$$\exp[i\psi(r)] \approx \exp\left\{i\left[\psi(r_0) + \frac{\psi''(r_0)}{2}(r-r_0)^2\right]\right\}, \quad (6)$$

в котором стационарная точка r_0 определяется из условия:

$$\psi'(r_0) = 0. \quad (7)$$

Если таких точек несколько, то производится разбиение отрезка интегрирования.

В простейшем варианте метода стационарной фазы остальные функции в подынтегральном выражении заменяются на значения при $r = r_0$, а пределы интегрирования расширяются до бесконечных. При этом предполагается, что стационарная точка лежит внутри отрезка интегрирования (не слишком близко к краю). Если же она совпадает с концом отрезка, то соответствующий ей предел интегрирования заменяется нулём (а не бесконечностью).

Рассмотрим значения $\gamma = 2$ и $\gamma = 1$, соответствующие параболической линзе и аксикону. Заметим, что выражение (6) для этих частных случаев становится точным.

Параболическая линза ($\gamma = 2$)

В этом случае имеем соотношения:

$$\psi(r) = -\alpha(1-a)r^2, \quad (8a)$$

$$\alpha = (k\alpha_0)^2, \quad a = (2kz\alpha_0^2)^{-1}, \quad (86)$$

стационарная точка $r_0 = 0$.

Простое применение метода стационарной фазы приводит к следующему результату:

$$\begin{aligned} U(z) &= \frac{k}{z} \int_0^R \exp[-i\alpha(1-a)r^2] dr \approx \\ &\approx \frac{k}{z} \frac{r_0}{\sqrt{\alpha(1-a)}} \int_0^\infty \exp[-ix^2] dx = \\ &= \frac{k}{z} \frac{r_0}{\sqrt{\alpha(1-a)}} \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi}{2}} (1-i). \end{aligned} \quad (9)$$

Из-за того, что $r_0 = 0$, получаем $U(z) \approx 0$, что является неприемлемым результатом.

Замена в (9) $y = r^2$ приведёт к выражению

$$U(z) = \frac{k}{2z} \int_0^{R^2} \exp[-i\alpha(1-a)y] dy, \quad (10)$$

которое не имеет стационарной точки.

Учитывая, что выражение (6) для случая $\gamma = 2$ является точным, можно получить точное аналитическое выражение:

$$\begin{aligned} U(z) &= \frac{k}{z} \int_0^R \exp[-ia(1-a)r^2] dr = \\ &= \frac{k}{z} \frac{i}{2a(1-a)} \left\{ \exp[-ia(1-a)R^2] - 1 \right\} = \\ &= \frac{i}{2kza_0^2 - 1} \left\{ \exp\left[-i(kR)^2 \left(a_0^2 - \frac{1}{2kz}\right)\right] - 1 \right\}. \end{aligned} \quad (11)$$

Распределение интенсивности вдоль оси описывается следующей формулой:

$$\begin{aligned} I(z) &= |U(z)|^2 = \\ &= \frac{4}{(2a_0^2 kz - 1)^2} \sin^2 \left[\frac{(kR)^2}{2} \left(a_0^2 - \frac{1}{2kz}\right) \right]. \end{aligned} \quad (12)$$

Как видно из (11), при $a \rightarrow 1$ возникает неопределённость, которая после раскрытия приводит к выражению

$$U(z) \xrightarrow{a \rightarrow 1} \frac{kR^2}{2z}. \quad (13)$$

При этом $z \rightarrow (2k\alpha_0^2)^{-1}$, что соответствует достижению максимального значения интенсивности (12). Таким образом, это значение естественно назвать фокусным расстоянием:

$$f = \frac{1}{2k\alpha_0^2}, \quad (14)$$

$$U(f) = (\alpha_0 kR)^2, \quad (15a)$$

$$I(f) = (\alpha_0 kR)^4. \quad (15b)$$

На рис. 1 приведены результаты расчёта по (12) при следующих параметрах: длина волны $\lambda=1$ мкм, радиус ДОО $R=100\lambda$, числовая апертура $NA=0,1$, $\alpha_0=0,0089$. На рис. 1, б приведено распределение интенсивности вдоль оптической оси. Отличие результатов, получен-

ных на основе численного интегрирования (3) и расчёта с использованием выражения (12), составляет менее 3% (линии практически сливаются) и связано с погрешностью численного интегрирования. По формуле (14) $f \approx 1004\lambda$, что на 1% больше, чем численный результат. Аналитическое выражение (12) позволяет получить некоторые оценки.

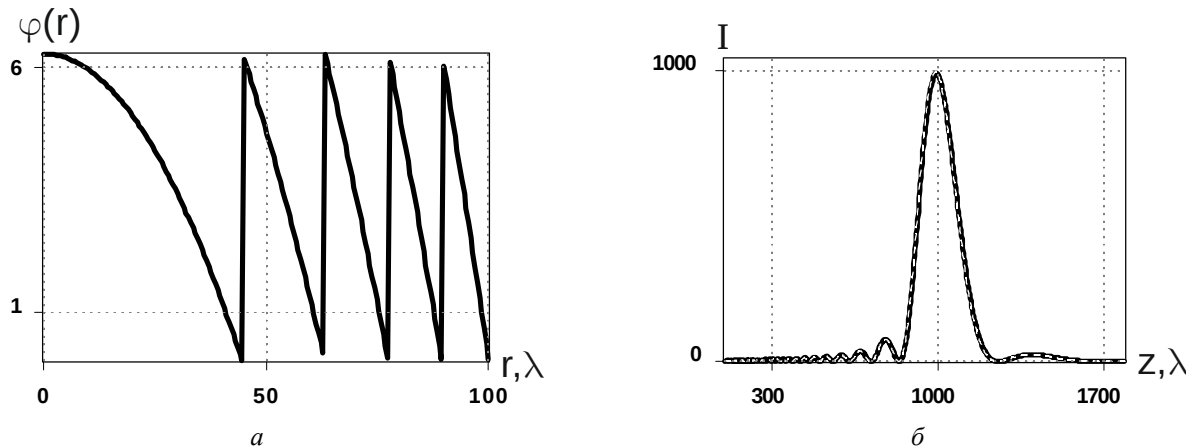


Рис. 1. Параболическая линза: а - фаза, б - распределение интенсивности вдоль оптической оси: пунктирная линия – численное интегрирование выражения (3), сплошная линия – расчёт по формуле (12)

В частности, протяжённость (или длину) главного лепестка можно найти из следующих рассуждений. Первый нуль после фокуса будет, если аргумент синуса

$$\text{равен } \pi, \text{ то есть при } z_1 = \left[2k\alpha_0^2 - \frac{4\pi}{(kR)^2} \right]^{-1},$$

а первый нуль до фокуса - если аргумент синуса равен $-\pi$, то есть при

$$z_{-1} = \left[2k\alpha_0^2 + \frac{4\pi}{(kR)^2} \right]^{-1}.$$

Тогда длина главного лепестка равна:

$$L = z_1 - z_{-1} \approx \frac{2\pi}{k^3 R^2 \alpha_0^4} \quad (16)$$

и

$$L/f \approx \frac{4\pi}{k^2 R^2 \alpha_0^2}. \quad (17)$$

Для приведённых выше параметров из (16) $L \approx 404\lambda$, что примерно на 4% меньше, чем численный результат.

В параксиальном случае несимметричность вблизи фокуса достаточно мала. При отдалении от фокуса несимметричность существенно возрастает.

Справа от фокуса лепестки становятся всё шире, убывая по высоте почти до нуля, причём их число ограничено. Можно доказать, что их количество равно целой части от выражения

$$N_r = \left[\frac{k^2 R^2 \alpha_0^2}{2\pi} \right], \quad (18a)$$

которое с использованием (14) и (16) можно записать как

$$N_r = [2f/L]. \quad (18b)$$

Слева от фокуса лепестки становятся всё уже, при этом их высота не стремится к нулю. Формально число лепестков не ограничено, но при малых значениях z перестаёт выполняться условие параксиальности, при котором получена формула (12).

Определим теперь максимальную достижимую интенсивность в фокусе. Из выражения (15) кажется, что для увеличения интенсивности в фокусе (при фиксированной длине волны) следует увеличивать α_0 и R . Однако увеличение радиуса R может привести к нарушению условия параксиальности, а с ростом α_0 убывает максимально допустимый радиус оптического элемента $R_{\max}$ - аналог границы полного внутреннего отражения в геометрической оптике.

Количественно имеем следующее условие – радиус элемента лимитируется требованием, чтобы мгновенный полупериод фазовой функции был не меньше половины длины волны. Для упрощения рассуждений вместо функции (1) возьмём имеющую тот же мгновенный период функцию $\sin\left[(k\alpha_0 r)^2\right]$. Полупериодом в данном случае является расстояние между соседними нулями. Нули находятся в точках $r_m = \sqrt{m\pi}/k\alpha_0$, а расстояние между соседними нулями равно $r_{m+1} - r_m = \sqrt{\pi}\left(\sqrt{m+1} - \sqrt{m}\right)/k\alpha_0$ и убывает с ростом номера m . Из условия, что это расстояние не должно быть меньше половины длины волны, получим неравенство $\sqrt{m+1} - \sqrt{m} \geq \alpha_0 \sqrt{\pi}$. (19)

В параксиальном случае α_0 мало, поэтому вблизи равенства m большое. Следовательно, левую часть можно приближённо заменить на $\left(2\sqrt{m}\right)^{-1}$. Получаем, что максимально возможное значение m равно $\left(4\pi\alpha_0^2\right)^{-1}$, а соответствующий максимальный радиус

$$R_{\max} = \left(2k\alpha_0^2\right)^{-1} = f, \quad (20)$$

что равно значению фокуса (14).

Подставив (20) в (15б), получим максимально возможную интенсивность в точке фокуса при заданной длине волны:

$$I_{\max}(f) = (2\alpha_0)^{-4}. \quad (21)$$

Это выражение не зависит от длины волны и приводит к довольно странному выводу: чем более длиннофокусна линза (в этом случае $\alpha_0 \rightarrow 0$), тем больше интенсивность при условии использования линзы с максимально возможным радиусом. Противоречие кроется в последнем условии, т.к. при значении радиуса (20) нарушается условие параксиальности. Таким образом, для линзы невозможно усилить интенсивность в фокусе за счёт увеличения радиуса элемента.

Сравним эти результаты с полученными ранее в геометрикооптическом приближении [10]. Найдём связь между параметрами, описывающими элемент. В рамках геометрикооптической модели набег фазы определяется выражением

$$\psi_g(r) = k(n-1)\alpha_g r^2, \quad (22)$$

где n – показатель преломления рефракционного оптического элемента.

Приравняем (22) и набег фазы из (1) и получим соотношение

$$\alpha_g = k\alpha_0^2/(n-1). \quad (23)$$

Если использовать (23), то геометрикооптическое значение фокуса (точнее, его предельное значение, соответствующее центру элемента) [10]

$$f_g = \frac{1}{2\alpha_g(n-1)} = \frac{1}{2k\alpha_0^2} = f \quad (24)$$

окажется равно параксиальному волновому фокусу (14).

Но есть существенное отличие: в геометрикооптическом случае упомянутое значение фокуса находится в крайней точке распределения интенсивности, а не в средней его части.

Сравнение глубины фокуса весьма затруднительно, так как формула (16) даёт длину только главного лепестка, а геометрикооптическая глубина фокуса

$$L_g = \frac{2n-1}{4\alpha_g(n^2-1)} \quad (25)$$

есть полная длина освещённого участка, в том числе и за пределами области параксиальности.

Теперь сравним интенсивность в точке фокуса. При геометрикооптическом

подходе (с учётом того, что в [10] выражение было получено для толщины фокального отрезка порядка длины волны)

$$I_g = \frac{\pi}{\alpha_g (n+1)\lambda} = \frac{n-1}{2\alpha_0^2 (n+1)}. \quad (26)$$

Это выражение существенно отличается и от (15б), и от (21). Такой результат можно считать вполне ожидаемым, так как при учёте волновой природы излучения в окрестности точки фокуса геометрическое приближение имеет наибольшую погрешность.

Аксикон ($\gamma=1$)

В этом случае имеем следующие соотношения:

$$\psi(r) = -\alpha(1-ar)r, \quad (27a)$$

$$\alpha = k\alpha_0, \quad a = (2z\alpha_0)^{-1}, \quad (27б)$$

стационарная точка $r_0 = \alpha_0 z$.

Амплитуда поля вычисляется по формуле

$$\begin{aligned} U(z) &= \frac{k}{z} \int_0^R \exp[-ia(r-ar^2)] r dr = \\ &= \frac{k}{z} \int_0^R \exp\left[-ia\left[\frac{1}{4a} - a\left(r - \frac{1}{(2a)^2}\right)\right]\right] r dr = \\ &= \frac{k}{z} \exp\left(-i\frac{kza_0^2}{2}\right) \int_0^R \exp\left[i\frac{k}{2z}(r-a_0z)^2\right] r dr. \end{aligned} \quad (28)$$

Простое применение метода стационарной фазы приводит к следующему результату:

$$\begin{aligned} U(z) &\approx \frac{k}{z} \exp\left(-i\frac{kza_0^2}{2}\right) r_0 \sqrt{\frac{2z}{k}} \times \\ &\times \int_{-\infty}^{\infty} \exp(ix^2) dx = a_0 \sqrt{pkz} \times \\ &\times \exp\left(-i\frac{kza_0^2}{2}\right) (1+i). \end{aligned} \quad (29)$$

В соответствии с условиями применимости метода стационарной фазы здесь предполагается, что r_0 не очень мало ($r_0 \geq r_d$) и находится не слишком близко к краю ($r_0 \leq R-r_u$). Поскольку имеется зависимость стационарной точки от расстояния z , то аналогичный диапазон справедливости выражения (29) накладывается на z . Границы r_d и r_u можно определить, если отказаться от замены пределов интегрирования на бесконечные, что будет рассмотрено далее.

При совпадении стационарной точки с границей оптического элемента ($R = \alpha_0 z$) верхний предел интегрирования в (29) должен быть не плюс бесконечность, а ноль, что приведёт к уменьшению значения в два раза. При больших значениях z необходимо положить $U(z) \approx 0$. Предполагая, что условия справедливости формулы (29) выполнены, найдём интенсивность:

$$I(z) \approx \begin{cases} 2\pi k z \alpha_0^2, & z \leq R/\alpha_0, \\ 0, & z > R/\alpha_0. \end{cases} \quad (30)$$

Таким образом, в определённых пределах интенсивность линейно возрастает.

На рис. 2 приведены результаты расчёта по (30) при следующих параметрах: длина волны $\lambda=1$ мкм, радиус ДОО $R=100\lambda$, числовая апертура $NA=0,1=\alpha_0$. На рис. 2, б приведено распределение интенсивности вдоль оптической оси. Отличие результатов, полученных на основе численного интегрирования (3) и расчёта с использованием (30), очень значительно, фактически выражение (30) является аналогом геометрического приближения [10] и соответствует усреднённой линии.

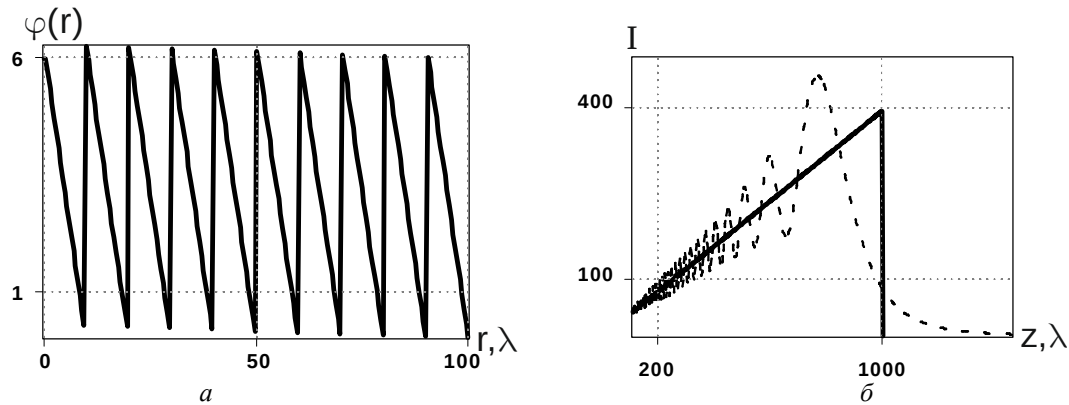


Рис. 2. Аксикон: а - фаза, б - распределение интенсивности вдоль оптической оси: пунктирная линия – численное интегрирование выражения (3), сплошная линия – расчёт по формуле (30)

Максимальную интенсивность можно найти, считая, что стационарная точка совпадает с границей оптического элемента. Получаем верхнюю границу для расстояния:

$$z_{\max} = R/\alpha_0. \quad (31)$$

Это выражение совпадает в параксиальном случае с оценкой, полученной в работе [2]:

$$z_{\max} = R\sqrt{1-\alpha_0^2}/\alpha_0. \quad (32)$$

Тогда максимальная интенсивность

$$I(z \rightarrow z_{\max}) = 2\pi\alpha_0 kR. \quad (33)$$

Значение, вычисленное по (33), является несколько завышенным, т.к. максимум достигается на более близком расстоянии, чем $z_{\max}$ (рис. 2, б), а в самой точке $z_{\max}$ интенсивность будет в четыре раза меньше, чем вычисленная по формуле (33). Это связано с тем, что стационарная точка находится на краю отрезка интегрирования и поэтому верхний предел равен нулю.

Выражение (33) предсказывает увеличение интенсивности при увеличении α_0 и R . Для определения предельного радиуса проанализируем функцию $\sin(k\alpha_0 r)$. Нули находятся в точках

$r_m = m\pi/k\alpha_0$, расстояние между соседними нулями равно $r_{m+1} - r_m = \pi/k\alpha_0$ и является постоянной величиной. Чтобы она была не меньше половины длины волны, должно выполняться неравенство $\alpha_0 \leq 1$, при этом на радиус ограничений нет.

Подставив $\alpha_0 = 1$ в (33), получим максимально возможную интенсивность на краю осевого отрезка:

$$I_{\max} = 2\pi kR. \quad (34)$$

С ростом R величина (34) будет расти, одновременно точка максимума интенсивности удаляется от оптического элемента. Этот результат является парадоксальным, т.к. значение $\alpha_0 = 1$ выводит за рамки параксиальности, а следовательно, применимости рассматриваемой модели.

Сравним приведённые выше выражения с ранее полученными результатами в геометрикооптическом приближении [10]. Для рефракционного аксикона набег фазы определяется выражением

$$\psi_g(r) = k(n-1)\alpha_g r. \quad (35)$$

Приравнявая (35) и набег фазы из (1), получим соотношение

$$\alpha_g = \alpha_0/(n-1). \quad (36)$$

Теперь сравним распределение интенсивности. При геометрикооптическом подходе распределение интенсивности описывается формулой [10]:

$$I_g(z) = \frac{2\pi z}{\lambda \beta^2} = \frac{kz}{\beta^2}, \quad (37)$$

где величина β с учётом (36) выражается через α_0 и n . В этом случае условием прохождения лучей через элемент (до наступления полного внутреннего отражения) является неравенство $\alpha_0 \leq \sqrt{(n-1)(n+1)}$ - более жёсткое, чем $\alpha_0 \leq 1$.

Если сравнить (30) и (37), то получим, что распределения совпадают, если выполнено условие: $2\pi\alpha_0^2 = 1/\beta^2$. Можно доказать, что оно тождественно не выполняется, поэтому в общем случае скорость линейного возрастания интенсивности в волновом и геометрикооптическом подходах отличается.

В геометрикооптическом подходе $z_{\max} = \beta R$ и интенсивность на краю отрезка $I_g(z_{\max}) = \frac{kR}{\beta}$. (38)

Сравнение (38) с (33) приводит к следующим выводам: длина светового отрезка совпадает при $\alpha_0 = 1/\beta$, а интенсивность на конце отрезка (тогда длины будут разными) совпадает при $2\pi\alpha_0 = 1/\beta$. Таким образом, получаются три различных варианта согласования волновой и геометрикооптической моделей, поэтому выполниться может только один из них.

Максимально возможная интенсивность (37) в геометрикооптическом подходе бесконечно велика ($I_g \xrightarrow{\beta \rightarrow 0} \infty$) и достигается на границе наступления полного внутреннего отражения ($\alpha_0 = \sqrt{(n-1)(n+1)}$).

Геометрически это становится очевидным, если учесть, что в этом случае световой отрезок сжимается в одну точку.

Выражения (29), (30) являются приближёнными и применимы не на всём диа-

пазоне параметров. Для $\gamma=1$ интеграл (3) может быть вычислен точно:

$$\begin{aligned} U(z) &= \frac{k}{z} \exp\left(-i \frac{kza_0^2}{2}\right) \times \\ &\times \int_0^R \exp\left[\frac{ik}{2z}(r-a_0z)^2\right] r dr = \\ &= -i \left\{ \exp\left[-ikR\left(\frac{R}{2z} - a_0\right)\right] - 1 \right\} + \\ &+ a_0 \sqrt{pkz} \exp\left(-i \frac{kza_0^2}{2}\right) \times \\ &\times \left\{ E\left[\frac{k(R-a_0z)^2}{2z}\right] + E\left(\frac{kza_0^2}{2}\right) \right\}, \end{aligned} \quad (39)$$

где $E(x) = C(x) + iS(x)$,

$$S(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x \frac{\sin t}{\sqrt{t}} dt,$$

$$C(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x \frac{\cos t}{\sqrt{t}} dt - \text{функции Френеля} \quad [12].$$

Если $\alpha_0 z > R$, то первое слагаемое в фигурных скобках изменит знак на минус.

Основное отличие (39) от (29) – появление первого слагаемого. Второе слагаемое в бесконечных пределах стремится к выражению (29).

Проведём анализ формулы (39). Определим границу, за которой функцию Френеля можно заменить её предельным значением $1/2$. Для упрощения расчёта граничное значение аргумента функции Френеля обозначим πb (обычно достаточно взять $b = 3$).

Нижняя граница: $\alpha_0^2 kz/2 > \pi b$, откуда

$$z_{\min} > \frac{b\lambda}{\alpha_0^2}. \quad (40)$$

Верхняя граница: $k(R - \alpha_0 z)^2/2z > \pi b$, откуда, решая квадратное уравнение $\alpha_0^2 z^2 - (2\alpha_0 R + b\lambda)z + R^2 = 0$ и взяв меньший корень, найдём:

$$z_{\max} < \frac{1}{\alpha_0} \left(R + \frac{b\lambda}{2\alpha_0} - \sqrt{\frac{b\lambda R}{\alpha_0}} \sqrt{1 + \frac{b\lambda}{4\alpha_0 R}} \right). \quad (41a)$$

Если в знаменателе исходного неравенства можно подставить $z = R/\alpha_0$, то получится более простое условие:

$$z_{\max} < \frac{1}{\alpha_0} \left(R - \sqrt{\frac{b\lambda R}{\alpha_0}} \right). \quad (41b)$$

Этот же результат получится, если в (41a) пренебречь $b\lambda$ по сравнению с $\alpha_0 R$.

Из (41) следует, что $z_{\max} \xrightarrow{\alpha_0 \rightarrow 0} \infty$.

Однако на α_0 есть ограничение снизу [13]: $\alpha_0 > \lambda/R$, и поэтому предельное значение

$$z_{\max} \xrightarrow{\alpha_0 \rightarrow \lambda/R} R^2 (1 - \sqrt{b}) / l.$$

На рис. 3 приведены результаты расчёта по (39) при тех же параметрах, что и для рис. 2. Отличие результатов, полученных на основе численного интегрирования (3) и расчёта с использованием выражения (39), составляет менее 1% (линии практически совпадают). Если учитывать только второе слагаемое в (39), то погрешность составляет 14%.

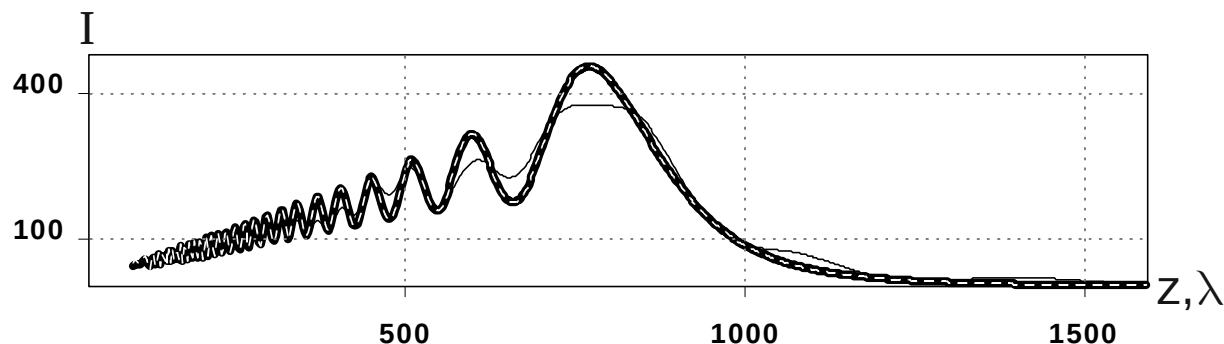


Рис. 3. Распределение интенсивности вдоль оптической оси, формируемое аксиконом: пунктирная линия – численное интегрирование выражения (3), жирная линия – расчёт по формуле (39), тонкая линия – расчёт с учётом в (39) только второго слагаемого

Первое слагаемое в (39) по модулю не превосходит 2, и поэтому оно вносит заметный вклад в общее распределение только в тех случаях, когда второе слагаемое имеет примерно такую же величину. Такая ситуация имеет место на двух участках оптической оси:

1. На начальном участке фокального отрезка. Граница участка лежит в пределах от $\lambda/\pi\alpha_0^2$ до $4\lambda/\pi\alpha_0^2$, причём ближе к первому значению. Сравнивая с (40), видим, что даже второе значение лежит в области, где приближение (29) неприменимо, при этом влияние первого слагаемого существенно. Его график имеет сгущающиеся осцилляции, а график второго слагаемого в данной области осцилляций не имеет.

2. Далее правого края фокального отрезка (см. (30)). Можно доказать, что на-

личие первого слагаемого обеспечивает стремление амплитуды к нулю с ростом расстояния. Первое слагаемое, начиная с некоторого z , стремится к ненулевому значению $-i[\exp(-i\alpha_0 kR) - 1]$. Второе слагаемое с точностью до величин высшего порядка малости стремится к этому же значению в противофазе.

Величина максимальной интенсивности вблизи правого края фокального отрезка в действительности больше, чем даёт формула (33), так как в этой области функция Френеля имеет значения, которые примерно в полтора раза больше предельного значения 0,5. Оценим эту интенсивность, рассматривая только второе слагаемое в (39). При этом в множителе $\sqrt{kz}$ полагаем $z = R/\alpha_0$, а значения функций

Френеля с аргументом $kz\alpha_0^2/2$ заменяем предельным значением 0,5. В таком случае интенсивность выразится формулой

$$I_a(z) = pkRa_0 \left\{ \left[C\left(\frac{k(R-a_0z)^2}{2z}\right) + \frac{1}{2} \right]^2 + \left[S\left(\frac{k(R-a_0z)^2}{2z}\right) + \frac{1}{2} \right]^2 \right\} \quad (42)$$

Можно доказать, что выражение в фигурных скобках имеет максимум, равный 2,74 (с точностью, обеспеченной таблицей функций Френеля) при аргументе, равном 2,4. Поэтому максимальная интенсивность (без первого слагаемого) будет равна

$$I_a(z = z_0) \approx 2,74\pi kR\alpha_0. \quad (43)$$

Значение z_0 есть корень уравнения $k(R - \alpha_0 z)^2 / 2z = 2,4$, который вычисляется по формуле (41), где следует положить $b = 2,4/\pi \approx 0,764$. С учётом приближений, сделанных в (42), отметим, что величина максимума (43) является приближением с избытком, а z_0 - с недостатком.

Заключение

В работе рассмотрены частные случаи фраксикона - обобщённой параболической линзы при $\gamma = 2$ и $\gamma = 1$, соответствующие классической параболической линзе и аксикону. Получены точные аналитические выражения для распределения комплексной амплитуды и интенсивности вдоль оптической оси в рамках скалярной параксиальной волновой модели.

Аналитические выражения позволяют получить такие оценки, как протяжённость (глубина) фокуса, частота осцилляций, значение интенсивности в фокусе, и определить параметры, максимизирующие интенсивность. Показано, что для линзы невозможно усилить интенсивность в фо-

кусе за счёт увеличения радиуса элемента, в то время как для аксикона это возможно.

Сравнение с ранее полученными результатами в геометрической модели позволило определить границы применимости метода стационарной фазы и параксиального приближения.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ 10-07-00109-а и гранта Минобрнауки по ФЦП "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" (соглашения № 8231).

Библиографический список

1. Бессель-оптика [Текст] / А. Е. Березный, А. М. Прохоров, И. Н. Сисакян [и др.] // ДАН СССР. – 1984. – № 234 (4). – С. 802-805
2. Durnin, J. Diffraction-free beams [Text] / J. Durnin, J. J. Miceli, and J. H. Eberly // Phys. Rev. Lett. – 1987. – V.58 – N.15. – P. 1499-1501.
3. McLeod, J. H. The axicon: a new type of optical element [Text] // J. Opt. Soc. Am. – 1954. – V.44. – P. 592-597.
4. Turunen, J. Holographic generation of diffraction-free beams [Text] / J. Turunen, A. Vasara, and A. T. Friberg // J. Appl. Opt. – 1988. – Vol. 27(19). – P. 3959-3962.
5. Lensacon [Text] / V. P. Koronkevich, I. A. Mikhaltsova, E. G. Churin [et al.] // Appl. Opt. – 1993. – Vol. 34(25). – P. 5761-5772.
6. Spherical aberration effects in lens-axicon doublets: theoretical study [Text] / C. Parigger, Y. Tang, D. H. Plemmons [et al.] // Appl. Opt. – 1997. – Vol. 36(31). – P. 8214-8221.
7. Burvall, A. Axicon imaging by scalar diffraction theory [Text] – PhD thesis, Stockholm, 2004.
8. Хонина, С. Н. Фраксикон – дифракционный оптический элемент с конической фокальной областью [Текст] / С. Н. Хонина, С. Г. Волотовский // Компьютерная оптика. – 2009. – Т. 33. – №4. – С. 401-411.
9. Линзакон: непараксиальные эффекты [Текст] / С. Н. Хонина, Н. Л. Казан-

ский, А. В. Устинов [и др.] // Оптический журнал. – 2011. – Т. 78. – № 11. – С. 44-51.

10. Устинов, А. В. Геометрооптический анализ обобщённой рефракционной линзы [Текст] / А. В. Устинов, С. Н. Хонина // Изв. СНЦ РАН. – 2012. – Т. 14. – №4.

11. Федорюк, М. В. Асимптотика: Интегралы и ряды [Текст] / М. В. Федорюк. – М.: Наука. 1987. – 544 с.

12. Янке, Е. Специальные функции. Формулы, графики, таблицы [Текст] /

Е. Янке, Ф. Эмде, Ф. Леш. – М.: Наука, 1977. – 342 с.

13. Хонина, С. Н. Сравнительный анализ распределений интенсивности, формируемых дифракционным аксиконом и дифракционным логарифмическим аксиконом [Текст] / С. Н. Хонина, С. А. Балалаев // Компьютерная оптика. – 2009. – Т. 33. – № 2. – С. 162-174.

COMPARATIVE ANALYSIS OF PARABOLIC LENS AND AXICON IN GEOMETRIC AND SCALAR PARAXIAL OPTICAL MODELS

© 2012 A. V. Ustinov, A. V. Karsakov, S. N. Khonina

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

Accurate analytical expressions are deduced in the framework of a scalar paraxial wave model for the distribution of complex intensity along the optical axis of a parabolic lens and that of an axicon. The expressions are analyzed and compared with the results of ray-optical approximation. Increasing the intensity in the lens focus by increasing its radius is shown to be impossible, whereas it is possible in the case of an axicon.

Parabolic lens, axicon, paraxial approximation, distribution along optical axis.

Информация об авторах

Устинов Андрей Владимирович, аспирант кафедры технической кибернетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва. E-mail: andr@smr.ru. Область научных интересов: дифракционная оптика, разработка программ оптического моделирования, обработка изображений.

Карсаков Алексей Владиславович, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: karsakov.aleksey@rambler.ru. Область научных интересов: дифракционная оптика.

Хонина Светлана Николаевна, доктор физико-математических наук, профессор кафедры технической кибернетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: khonina@smr.ru. Область научных интересов: сингулярная оптика, дифракционная оптика, оптический анализ изображений.

Ustinov Andrey Vladimirovich, post-graduate student of the department of technical cybernetics, Samara State Aerospace University named after S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: andr@smr.ru. Area of research: diffractive optics, software design for optical modeling; images processing.

Karsakov Alexey Vyacheslavovich, undergraduate student, Samara State Aerospace University named after S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: karsakov.aleksejj@rambler.ru. Area of research: diffractive optics.

Khonina Svetlana Nikolaevna, doctor of science, professor of the department of technical cybernetics, Samara State Aerospace University named after S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: khonina@smr.ru. Area of research: singular optics, diffractive optics, optical image processing.

УДК 656.7.082

**МЕТОДИКА УПРАВЛЕНИЯ РИСКАМИ В ПРОЦЕССАХ СИСТЕМ
МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА НА ПРИМЕРЕ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АЭРОПОРТА**

© 2012 В. А. Барвинок¹, В. П. Самохвалов¹, Г. А. Кулаков¹,
В. В. Рыжаков², Ю. С. Клочков¹

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

²Пензенская государственная технологическая академия

Рассматривается задача управления рисками в развивающихся процессах систем менеджмента качества. Разработана модель FMEA-анализа, основанная на расчёте приоритетного числа рисков для несоответствий, их причин и последствий, учитывающая изменение «частоты возникновения» и «возможности обнаружения» при одновременном возникновении нескольких нежелательных событий.

Аэропорт, FMEA-анализ, приоритетное число риска, процессы системы менеджмента качества.

Безопасность полётов является условием, при котором риск нанесения вреда или ущерба сводится до приемлемого уровня. Опасности, создающие риски, становятся очевидными после явного нарушения правил безопасности полётов и приводят к негативным событиям. Но их можно выявить до возникновения путём применения активных методов стандартизации управления рисками. С помощью оценки риска с применением FMEA-анализа определяется степень серьёзности факторов опасности. Те из них, которые представляют наибольший риск, рассматриваются на предмет принятия мер для устранения или сокращения опасных факторов [1].

По результатам FMEA-анализа деятельности аэропорта Курумоч, а точнее процесса подготовки спецтранспорта и средств перронной механизации для технического и коммерческого обслуживания воздушных судов, было выявлено наиболее критичное несоответствие «нарушение технологического графика обслуживания воздушных судов».

Как выяснилось, такие ситуации возникают, когда происходит отказ спецтехники и средств перронной механизации, что может привести к задержке рейса, соответствующим санкциям и потере имиджа аэропорта. С целью снижения ве-

роятности появления несоответствия, имеющего самое высокое значение приоритетного числа рисков, внедрена информационная система (ИС) «Аэропорт». Она позволяет определить корректирующие действия процесса подготовки воздушного судна с целью обеспечения наиболее качественного выполнения работ, напрямую связанных с безопасностью полётов.

Это нововведение позволило резко снизить вероятность возникновения рассматриваемого потенциального несоответствия, но на практике этого оказалось недостаточно. Вследствие того, что деятельность наземных служб аэропорта осуществляется за счёт реализации нескольких процессов системы менеджмента качества, которые в свою очередь обладают значимым уровнем самоорганизации, необходимо учитывать взаимовлияние данных процессов друг на друга.

Для оценки производительности процесса воспользуемся отношением качества производимого им продукта ко времени, затраченного на его производство (трудоемкость) t_i . Качество продукта представим в денежном эквиваленте, соответствующем стоимости приобретения [2]:

$$\Pi_i = \frac{p(t)}{t_i} = \frac{\sum_{j=1}^n p_j(t) \cdot k_j(t)}{t_i}, \quad (1)$$

где $P(t)$ – уровень качества продукта процесса в стоимостном эквиваленте;

$p_j(t)$ – уровень качества промежуточного продукта процесса;

$k_j(t)$ – коэффициент промежуточного продукта, определяющий его значимость для формирования выпускаемого продукта (выхода).

Величины $p_j(t)$ и $k_j(t)$ являются функциями времени и могут в значительной степени меняться. В формуле (1) можно учесть среднюю продолжительность использования ресурса K , разделив числитель и знаменатель на нее. Для оценки эффективности процесса системы менеджмента качества разделим Π_i на величину $K \cdot S(t)$:

$$e_i = \frac{\Pi_i}{K \cdot S(t)} = \frac{P(t) \cdot K}{K \cdot S(t) \cdot T_i} = \frac{P(t)}{S(t) \cdot T_i}, \quad (2)$$

где $S(t)$ – затраты на использование ресурса; $T_i = K \cdot t_i$ – общие затраты времени, учитывающие производство продукта и использование ресурсов.

Величина $\frac{P(t)}{S(t)}$ характеризует целесообразность выпуска продукции. В том случае, когда данное отношение меньше или равно единице, организация не может рассчитывать на конкурентоустойчивое положение. Только в том случае, когда отношение $\frac{P(t)}{S(t)}$ больше единицы, можно говорить о развитии производства и процессов системы менеджмента качества.

Известно, что процессы системы менеджмента качества постоянно развиваются, так как их основой на любом предприятии является квалифицированный персонал, стремящийся к совершенствованию своей деятельности. Для построения математической модели анализа уровня развития процесса воспользуемся известным алгоритмом моделирования самоорганизованных систем. Общий вид модели представлен следующим образом:

$$X(t) = \varphi(o) \frac{dx}{dt}, \quad (3)$$

где $\frac{dx}{dt}$ – первая производная; $\varphi(o)$ – функция, характеризующая ограничения в ресурсах.

Известно, что в любой конкретной системе менеджмента качества выделяются несколько процессов, и тогда (3) становится n -мерной системой дифференциальных уравнений.

Из этого следует, что развитие процесса зависит от объема выделяемых в рамках системы менеджмента качества ресурсов. Следовательно, модель развития процесса сводится к анализу ограничений. Так как ресурсы системы менеджмента качества ограничены и должны быть распределены между всеми выделенными процессами, то процессы в данном контексте выступают в роли конкурентов, борющихся за необходимые объемы ресурсов. Введём величину потенциала развития процесса, которая может быть представлена за счет усреднения всех e_i (2):

$$E(t) = \sum_{i=1}^n e_i \cdot \varphi_i(o), \quad (4)$$

где $\varphi_i(t)$ – относительная часть ресурсов, выделенная для i -го процесса; e_i – оценка эффективности процесса.

Тогда можно предположить, что разность потенциалов развития характеризует функцию ограничения:

$$\varphi_i(t) = E_i - E(t). \quad (5)$$

Получим систему нелинейных дифференциальных уравнений:

$$\frac{dx_i}{dt} = E_i - E(t) = \sum_{j=1}^n (e_i - e_j) \varphi_j, \quad (6)$$

которая имеет первый интеграл (условие конкуренции):

$$\sum_{i=1}^n X_i(t) = 1. \quad (7)$$

Общее аналитическое решение для рассматриваемой системы можно получить следующим образом. Из (6) следует, что разность уровней развития процессов

равна разности эффективности их развития:

$$\frac{X_i}{dx_i} - \frac{X_m}{dx_m} = e_i - e_m. \quad (8)$$

Если ввести условное обозначение

$$y_{im} = \frac{X_i}{X_m}, \quad (9)$$

то получим следующее дифференциальное уравнение:

$$y_{im} = y_{im}(e_i - e_m). \quad (10)$$

В результате можно получить зависимость

$$X_i(t) = \frac{X_i(t_0)}{\sum_{m=1}^n X_m(t_0) \exp[(e_m - e_i) - (t - t_0)]}, \quad (11)$$

где t_0 – фиксированный, начальный момент времени;

$X_i(t_0)$ – начальные условия на момент построения системы менеджмента качества.

Выражение (11) отвечает структуре логистической модели и определяет результаты моделирования самоорганизующихся процессов. При анализе (11) можно сделать вывод о том, что со временем разница в уровнях качества процессов играет всё большую роль для обеспечения эффективности системы менеджмента качества, т.е. чем больше разница в уровне качества, тем система менеджмента качества менее эффективна, а следовательно, и рассматриваемая организация неконкурентоспособна.

Полученная модель демонстрирует необходимость учёта взаимовлияния нескольких нежелательных событий (несоответствий) друг на друга (по частоте возникновения и возможности обнаружения), возникающих в различных процессах деятельности аэропорта.

Тогда FMEA-анализ должен стать интерактивной процедурой, которая на протяжении всех производственных циклов накапливает, сохраняет и предоставляет доступ к отработанным технологиям сни-

жения риска [3]. В существующей модели FMEA-анализа не учитывается изменение частоты возникновения и возможности обнаружения зависимых событий (несоответствий, причин или последствий), что является серьёзным недостатком метода. Случаи, когда одно из нежелательных событий повышает частоту возникновения другого нежелательного события или уменьшает возможность его обнаружения, в существующей практике оценки риска не учитываются. Для анализа нежелательных событий во взаимосвязи предложено изменить: процедуру экспертной оценки; метод определения числа риска, при котором необходимы корректирующие и предупреждающие мероприятия.

Кроме того, при проведении FMEA-анализа процесса системы менеджмента качества, в зависимости от выбора экспертов, возможна оценка S (оценка тяжести последствия), O (оценка частоты возникновения) и D (оценка возможности обнаружения) по несоответствиям, причинам или последствиям.

Формулы расчёта приоритетного числа риска (ПЧР) и его граничного значения представлены на рис. 1. Пример оценки изменения частоты возникновения зависимого нежелательного события показан на рис. 2.

Для снижения трудоёмкости предложенной процедуры FMEA-анализа, стандартизации форм обработки и сбора экспертной информации, повышения уровня оперативности разработан программный продукт, который позволяет решить вопросы удалённости и занятости экспертов, анализа их деятельности, хранения и представления данных и др.

Стандартизация FMEA-анализа за счёт разработки соответствующего программного обеспечения решает следующие задачи:

- осуществление командной работы географически удалённых друг от друга экспертов (за счёт организации форума);
- обеспечение сохранности всех экспертных решений;

- обеспечение оценки уровня приоритетного числа риска в случае зависимых несоответствий;
- использование результатов FMEA-анализа подобных процессов;
- оценка интенсивности работы эксперта;

- интеграция результатов оценки в технологические процессы и другую документацию;
- разграничение прав доступа и полномочий.

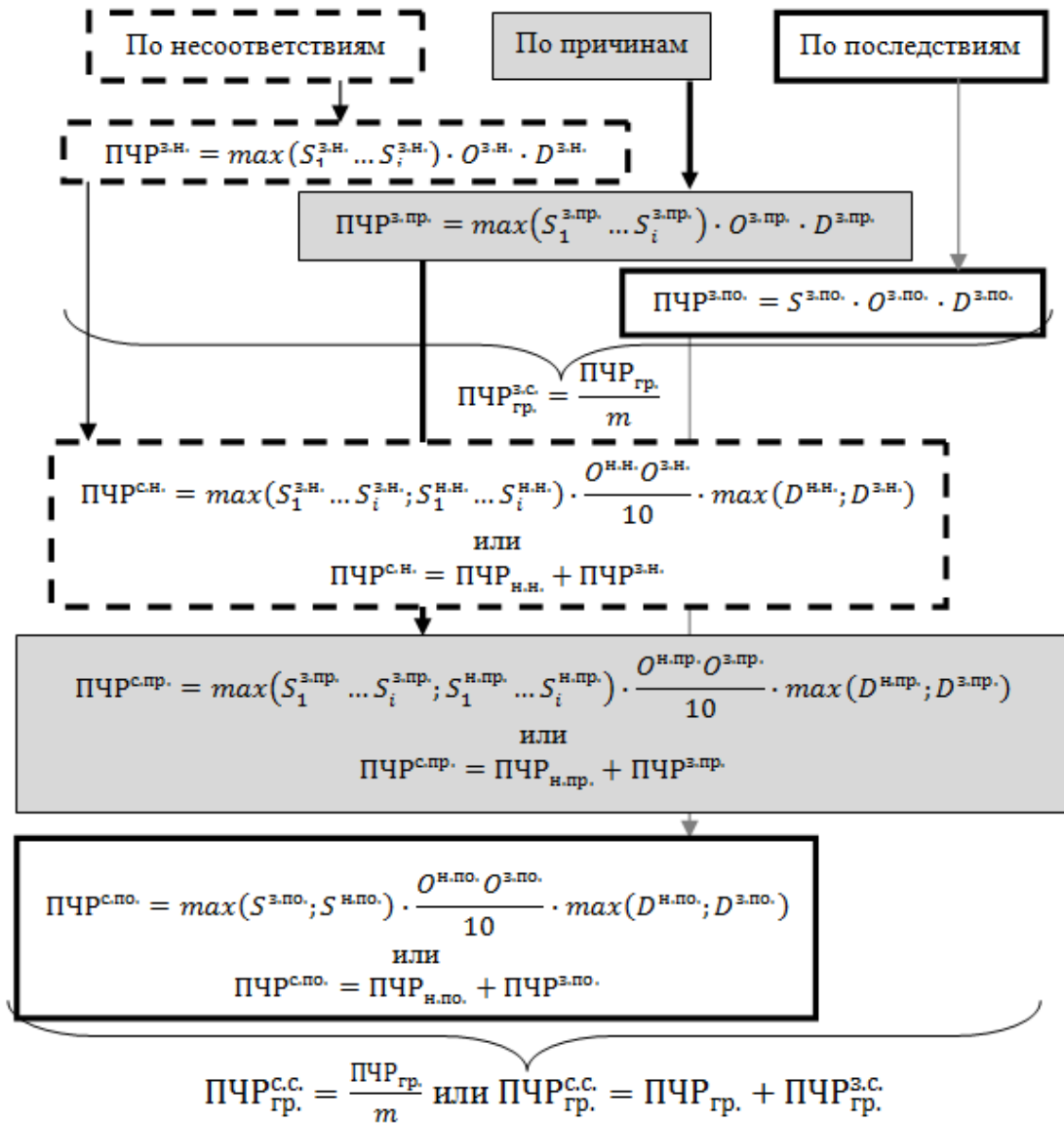


Рис. 1. Расчёт ПЧР:

S – значимость последствия; **O** – оценка частоты возникновения; **D** – оценка возможности обнаружения; з.н.; з.пр.; з.по. – зависимое(ая) несоответствие; причина; следствие; н.н.; н.пр.; н.по. – независимое(ая) несоответствие; причина; следствие; ПЧР – приоритетное число риска; гр. – граничное значение, превышение которого недопустимо; с.н.; с.пр.; с.по. – совместные (два одновременно) несоответствия, причины или последствия; с.с. – совместное событие (одновременно происходят два(е) несоответствия, причины или последствия); з.с. – зависимое событие (несоответствия, причины или последствия); t – коэффициент, учитывающий ограничение ресурсов на устранение двух нежелательных событий (по умолчанию равен 2)

Данное событие произошло			Оценка изменения вероятности возникновения данных событий с учётом произошедших событий						
			Нарушение технологического графика	Нарушения, связанные с буксировкой и установкой ВС на место стоянки				Нарушение центровки, правил размещения и крепления почты и груза в грузовых помещениях ВС	
Вид потенциального несоответствия	№	Потенциальная причина или механизм	Отказы и аварии спецтехники наземного оборудования	Нарушение технологических инструкций	Нехватка знаний/опыта	Отсутствие руководства полёта/отъезда к ВС спецтехники	Неисправности спецтехники	Позднее оформление сопроводительной документации груза/почты	Недостаточная профподготовка
			1.1	2.1	2.2	2.3	2.4	3.1	3.2
Неудовлетворительное состояние поверхностей аэродромных покрытий	5.1	Физический износ аэродромного оборудования, низкий уровень исполнения нормативов	2	4	0	0	1	0	0
Выход из строя спецтранспорта при работе	6.1	Отказы и аварии спецтехники наземного оборудования	0	1	0	0	0	0	0
Использование неисправного инструмента	7.1	Не вовремя проведена проверка и калибровка инструментов	3	2	0	0	2	0	0

Рис. 2. Фрагмент анализа возникновения зависимых событий

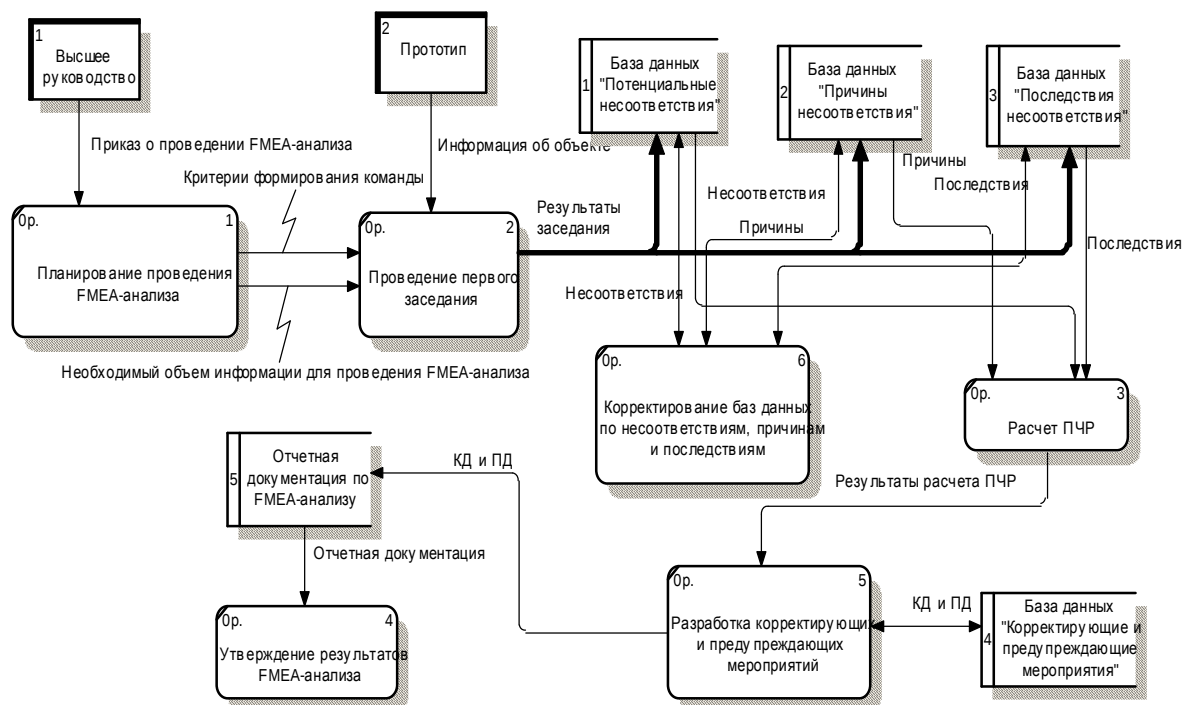


Рис. 3. Модель интеграции процедуры FMEA в информационную систему

Для организации работы экспертов по проведению процедуры FMEA-анализа из числа сотрудников предприятия выбираются соответствующие кандидаты. В дальнейшем только они имеют право на внесение соответствующей информации (рис. 3).

Для реализации процедуры FMEA-анализа процессов системы менеджмента качества разработаны модели оценки приоритетного числа риска, учитывающие изменение частоты возникновения и возможности обнаружения несоответствий, причин и последствий при одновременном появлении нескольких нежелательных событий. Совершенствование модели FMEA-анализа позволило снизить риск возникновения зависимых нежелательных событий для процессов со значимой долей самоорганизации за счёт оценки показателей O^3 и D^3 . Использование разработанного программного продукта по анализу потенциальных несоответствий позволило снизить трудоёмкость процедуры оцени-

вания в 1,6 раза, повысить оперативность оценки в 2,3 раза.

Библиографический список

1. Барвинок, В. А. Совершенствование процедуры анализа рисков процессов системы менеджмента качества [Текст] / В. А. Барвинок, Ю. С. Ключков, А. В. Торгашов // Вектор науки Тольяттинского государственного университета. – Тольятти: Изд-во ТГУ, 2011. – №4. – С. 367-378.

2. Дилигенский, Н. В. Системный анализ и модели информационного взаимодействия механизмов эволюционного развития [Текст] / Н. В. Дилигенский, А. П. Ефимов // Проблемы моделирования и управления в сложных системах. – Самара: СНЦ РАН, 2004. – № 1. – С. 84-95.

3. Ключков, Ю. С. Анализ процессов систем менеджмента качества со значимой долей самоорганизации [Текст] / Ю. С. Ключков // Стандарты и качество. – М.: Изд-во ООО "РИА Стандарты и качество", 2011. – №5. – С. 56-59.

METHODS OF RISK MANAGEMENT IN QUALITY MANAGEMENT SYSTEM PROCESSES AT AN AIRPORT (CASE STUDY)

© 2012 V. A. Barvinok¹, V. P. Samokhvalov¹, G. A. Kulakov¹,
V. V. Ryzhakov², Y. S. Klochkov¹

¹Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

²Penza State Technological Academy

The paper deals with the problem of risk management in developing quality management system processes. A model of FMEA-analysis based on the calculation of the priority number of risks for inconsistencies, their causes and consequences taking into account changes in the "incidence" and "capability of detection" with the simultaneous occurrence of several adverse events.

Airport, FMEA-analysis, priority number of risk, quality management system processes.

Информация об авторах

Барвинок Виталий Алексеевич, член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: barvinok@ssau.ru. Область научных интересов: самолёто- и ракетостроение, управление качеством.

Самохвалов Владимир Петрович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: barvinok@ssau.ru. Область научных интересов: самолёто- и ракетостроение, управление качеством.

Кулаков Геннадий Алексеевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: barvinok@ssau.ru. Область научных интересов: самолёто- и ракетостроение, управление качеством.

Рыжаков Виктор Васильевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технического управления качеством, Пензенская государственная технологическая академия. E-mail: rvv@pgta.ru. Область научных интересов: квалиметрия, управление качеством.

Клочков Юрий Сергеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: barvinok@ssau.ru. Область научных интересов: управление качеством, квалиметрия.

Barvinok Vitaly Alekseyevich, head of the department of aircraft manufacturing and quality management in mechanical engineering, corresponding member of the Russian Academy of Sciences, doctor of technical science, professor, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: barvinok@ssau.ru. Area of research: aircraft construction, rocket production, quality management.

Samokhvalov Vladimir Petrovich, professor, the department of aircraft manufacturing and quality management in mechanical engineering, doctor of technical science, professor, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: barvinok@ssau.ru. Area of research: aircraft construction, rocket production, quality management.

Kulakov Gennady Alekseyevitch, the department of aircraft manufacturing and quality management in mechanical engineering, doctor of technical science, professor, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: barvinok@ssau.ru. Area of research: aircraft construction, rocket production, quality management.

Ryzhakov Victor Vasilevich, head of the department of technical quality management, Penza State Technological Academy. E-mail: rvv@pgta.ru. Area of research: qualimetry, quality management.

Klochkov Yuriy Sergeyevich, the department of aircraft manufacturing and quality management in mechanical engineering, associate professor, candidate of technical science, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: barvinok@ssau.ru. Area of research: quality management, qualimetry.

ББК 65.23
УДК 330.322

МОДЕЛЬ МОНИТОРИНГА ФУНКЦИИ СПРОСА В УСЛОВИЯХ ГЕТЕРОГЕННОЙ ПОЛИПОЛИИ НА ПРИМЕРЕ «АСК-РЕНТГЕН»

© 2012 В. Д. Богатырев, В. Г. Левитан

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

Представлена модель мониторинга функции спроса потребителей, необходимая для формирования исходных данных при планировании производственной деятельности предприятия в условиях гетерогенной полиполии. Использование предложенной модели рассмотрено на примере компании «АСК-Рентген», работающей на рынке с циклическими изменениями спроса.

Экономико-математическая модель, краткосрочное планирование, бюджет продаж, функция спроса, анкетирование потребителей, гетерогенная полиполия.

Введение. При планировании производственной деятельности предприятий в первую очередь необходимо определить особенности рынка, на котором предприятие реализует продукцию или услуги. В научной литературе рассматривается множество вариантов, которые можно укрупнённо свести к трем группам [1]. При совершенной конкуренции цена на продукцию формируется на рынке, предприятие не в состоянии на неё повлиять. В случае монополии цену или объёмы продаж определяет сам производитель, но в модели планирования учитывается зависимость цены от объёма продаж. При олигополии все производители, изменяя цену, изменяют объём продаж [2]. Последний вариант является наиболее сложным и рассматривается в теории игр, особенно сложным является планирование, если система иерархическая и в ней можно образовывать коалиции или менять ее структуру [3]. Разрабатываемая далее модель мониторинга адаптирована для рынка гетерогенной полиполии, представляющей собой один из видов несовершенной конкуренции.

Рынок несовершенной конкуренции называется полиполией, если сбыт продавца товара зависит от его цены, поведения покупателей, а также цен других про-

давцов, но на его собственные действия не следует никакой реакции конкурентов. Такая ситуация на рынке возможна, когда число продавцов велико, но при этом каждый из них имеет относительно рынка малый объём продаж и каждый продавец с помощью особенностей продукции стремится создать «аквизиторный потенциал» (способность «привязать» к себе покупателя), и число покупателей велико. Для описания зависимости объёмов спроса от цены на полиполистическом рынке используется полиполистическая функция сбыта Гуттенберга [4], состоящая из трёх участков – верхнего полиполистического, монополистического и нижнего полиполистического.

Если цена на товар находится в верхнем полиполистическом участке, то часть постоянных покупателей покидает продавца с такой ценой, чтобы покупать у конкурентов, так как различие в цене больше не уравнивается аквизиторным потенциалом. Однако для конкурентов увеличение объёма продаж остаётся незаметным, так как ушедшие от продавца с высокой ценой постоянные клиенты распределяются по многочисленным продавцам.

Если цена на товар находится в пределах среднего – монополистического

участка, а конкуренты сохраняют свои старые цены, то продавец не теряет и не приобретает покупателей, они лишь изменяют объем своего спроса в зависимости от цены по закону спроса и предложения так, как если бы продавец был монополистом. Эта особенность поведения постоянных клиентов объясняется аквизиторным потенциалом продавца или товара.

Если цена на товар находится в пределах нижнего полиполистического участка, то продавец с такой ценой получает дополнительных клиентов, приходящих от конкурентов, так как цена продавца так низка, что постоянные клиенты конкурентов больше не будут связаны аквизиторными потенциалами последних. Однако возможности расширения рыночной доли продавца ограничены его максимальными объемами продаж. При этом для конкурентов уменьшение спроса останется незаметным.

Таким образом, при гетерогенной полиполии поведение каждого продавца как монополиста ограничено определенными рамками. Он должен считаться с возможной текучестью покупателей в обоих направлениях.

Разработка модели мониторинга на рынке гетерогенной полиполии. С учетом того, что ранее была предложена экономико-математическая модель краткосрочного планирования производственной деятельности предприятия на полиполистическом рынке [5, 6], далее предлагается авторская модель мониторинга функций спроса потребителей и функций предложения поставщиков, позволяющая обеспечить расчёт производственного плана входными данными, представляющими собой зависимости цены от объёмов продаж (рис. 1).

Процесс мониторинга функций спроса потребителей начинается с обработки клиентской базы каждого из дистрибьюторов. В ходе работы осуществляется детализация клиентов по дистрибьюторам. С помощью отчётов о продажах каждого дистрибьютора в предыдущем периоде выявляются основные 20% по-

требителей, которые обеспечивают 80% объёма продаж (так называемое Парето множество). С учётом полученных данных и имеющихся значений себестоимости продукции, рассчитанных в предыдущих периодах, а также принимая во внимание оптимальный уровень рентабельности, определяются области допустимых цен и шаг дискретизации (максимальные и минимальные цены и шаг изменения цен), при которых предприятие сможет утвердить оптимальную ценовую политику и в то же время удовлетворить запросы своих основных потребителей и удержать их у себя, избежав перехода клиентов к конкурентам. Основываясь на расчетных данных, проводится анкетирование основных дистрибьюторов. Исходя из предпочтений потребителей и особенностей сегмента рынка в каждом регионе, дистрибьюторы составляют анкеты с целью определения необходимых объёмов поставок по периодам. Опираясь на данные, полученные из анкет, формируются индивидуальные функции спроса для каждого клиента, зная которые эксперт промышленного предприятия осуществляет расчёт суммарной функции спроса.

Аналогичным образом может быть проведён мониторинг функций предложения поставщиков, которые также необходимы для модели краткосрочного планирования производственной деятельности предприятия. С использованием матричных технологических коэффициентов рассчитывается максимальная и минимальная потребность в комплектующих. Определив требуемый объём комплектующих по каждому клиенту в отдельности, можно сформировать общую заявку на комплектующие и осуществить запрос поставщику. Следует учесть то, что поставщик предоставляет скидки при поставке больших объёмов комплектующих. Исходя из всех полученных данных, формируется функция предложения поставщика, фактически представляющая собой правило, по которому поставщик устанавливает скидки на свою продукцию в зависимости от объёма заказываемой партии.

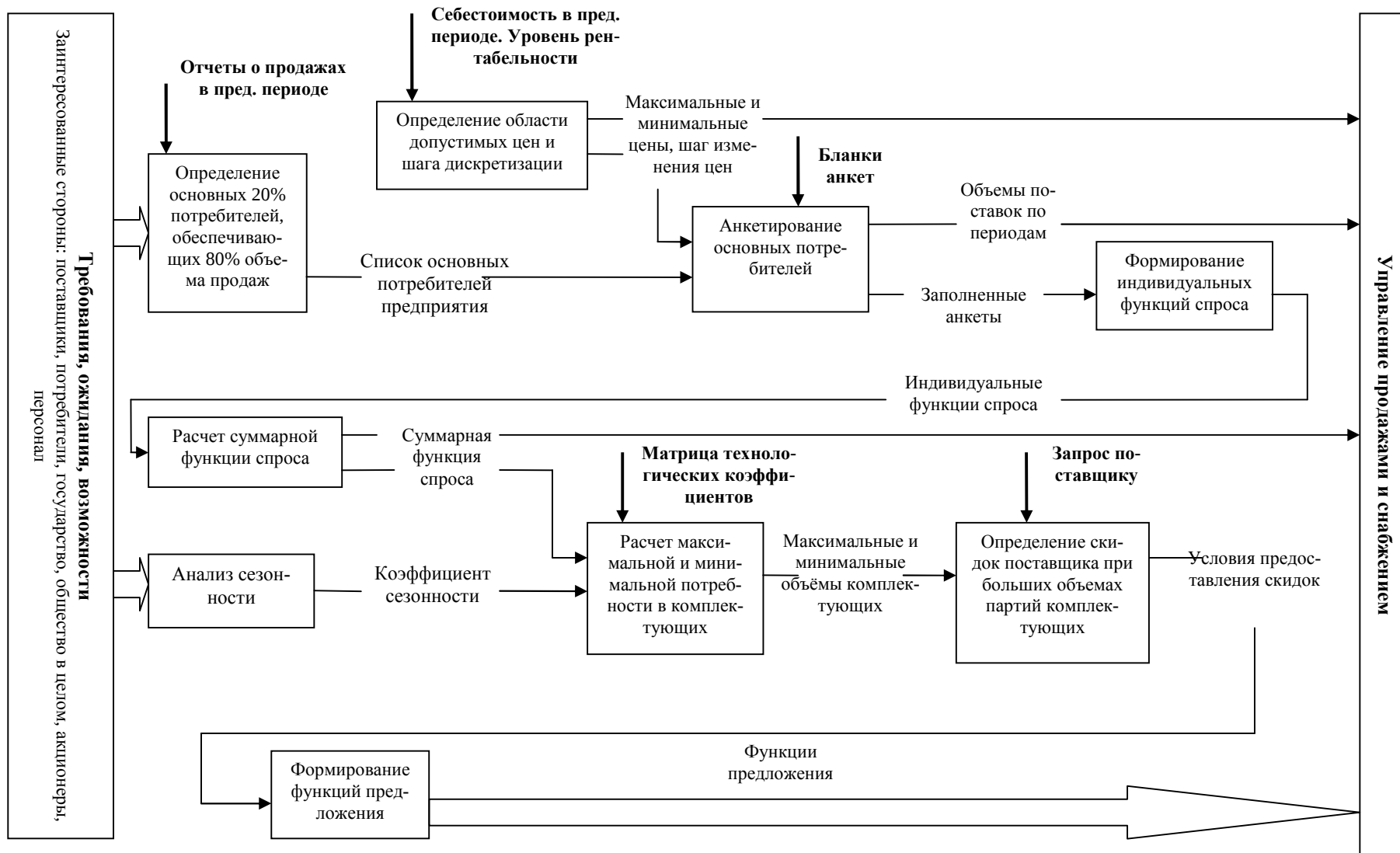


Рис. 1. Модель процесса мониторинга потребителей и поставщиков и формирования функции спроса и предложения

Полученные с использованием данной модели зависимости цен от объемов продаж являются средними, поэтому при наличии сезонной составляющей они нуждаются в корректировке. Если ввести следующие обозначения: N_C - количество потребителей, $n=1, \dots, N_C$ - номер отдельного потребителя, I - количество ассортиментных позиций готовой продукции, $i=1, \dots, I$ - вид готовой продукции, p_i - цена единицы готовой продукции i -го вида, d_{in} - спрос на i -й вид продукции со стороны n -го потребителя, то функция рыночного спроса представляет собой сумму функций индивидуального спроса по всем потребителям готовой продукции:

$$D_i(p_i) = \sum_{n=1}^{N_C} d_{in}(p_i).$$

Если предположить, что цена по каждому из видов продукции изменяется в ограниченном диапазоне - от минимального до максимального значения:

$$\forall i=1, \dots, I \quad p_i^{\min} \leq p_i \leq p_i^{\max},$$

то с учетом вышеуказанных обозначений данные, необходимые от каждого из потребителей для формирования функции рыночного спроса, можно представить в виде таблицы, используемой как форма для анкетирования (см. табл. 1).

Таблица 1. Анкета потребителя для определения индивидуального спроса

Цена	$p_i^{\min}$	...	p_i	...	$p_i^{\max}$
Объем спроса	$d_{in}(p_i^{\min})$	...	$d_{in}(p_i)$	...	$d_{in}(p_i^{\max})$

Учет повторяющихся колебаний спроса потребителей. При прогнозировании спроса часто приходится пользоваться некоторыми данными, усредненными за несколько предыдущих периодов, даже при анкетировании потребители указывают не точные, а ориентировочные значения своих потребностей. В связи с этим возникает необходимость учета колебаний спроса внутри некоторого промежутка времени [7].

Например, внутри недели – спрос на комплектующие изделия в понедельник и пятницу, как правило, больше, но в середине недели меньше, а спрос на продукты питания и одежду выше в субботу и воскресенье, но в рабочие дни меньше. Можно привести и другие примеры, наиболее известные колебания спроса в течение года получили название сезонных колебаний. Сезонные колебания — повторяющиеся из года в год изменения некоторого показателя в определенные месяцы. Наблюдая их в течение нескольких лет для каждого месяца, можно вычислить соответствующие средние, или медианы, которые принимаются за характеристики сезонных колебаний.

По аналогии с сезонными колебаниями, чтобы учесть повторяющиеся изменения спроса в определенные промежутки време-

ни, предлагается использовать специальный коэффициент x_i^t , который показывает отношение спроса в текущем периоде к среднему спросу за весь промежуток времени. Вычисление данного коэффициента проводится в три этапа [8]. На первом этапе вычисляется среднее фактическое значение объема спроса на готовую продукцию для каждого из периодов:

$$\bar{D}_i^{*t} = \frac{\sum_{y=1}^Y D_i^{*ty}}{Y}.$$

В формуле использованы следующие обозначения: D_i^{*ty} - фактическое значение объема спроса на i -й вид продукции для t -го периода в y -м наблюдении; T - число периодов во временном промежутке (дней в неделе, месяцев в году); $t=1, \dots, T$ - текущий период, для которого выявляется наличие повторяемости (день, месяц); Y - количество наблюдаемых временных промежутков; $y=1, \dots, Y$ - текущее наблюдение.

На втором этапе вычисляется среднее фактическое значение объема

спроса на готовую продукцию по всем периодам:

$$\bar{D}_i^* = \frac{\sum_{t=1}^T \sum_{y=1}^Y D_i^{*ty}}{Y \cdot T}.$$

На третьем этапе рассчитывается сам коэффициент в виде отношения среднего объема спроса для каждого из периодов к среднему объёму спроса по всем периодам:

$$x_i^t = \frac{\bar{D}_i^{*t}}{\bar{D}_i^*}.$$

С учётом рассчитанного таким образом коэффициента в каждый из периодов можно провести корректировку объёмов спроса:

$$\forall i, t \quad \tilde{D}_i^t(p_i) = D_i(p_i) \cdot x_i^t.$$

В предположении, что весь спрос потребителей должен быть удовлетворён, объём продаж организации равен объёму спроса, зависит от цены на готовую продукцию и скорректирован в случае необходимости с учётом повторяющихся колебаний. Тогда зависимость объёма реализованной продукции i -го вида в t -м периоде от установленной цены будет равна [9]:

$$q_i^t(p_i) \equiv \tilde{D}_i^t(p_i)$$

или при отсутствии повторяющихся колебаний:

$$q_i^1(p_i) = q_i^t(p_i) = q_i^T(p_i) \equiv D_i(p_i).$$

Выручка предприятия от реализации i -го вида готовой продукции в t -м периоде рассчитывается как произведение объёма продаж на цену:

$$R_i^t(p_i) = q_i^t(p_i) \cdot p_i.$$

Реализация модели мониторинга на примере компании «АСК-Рентген». Компания «АСК-Рентген» (г. Санкт-Петербург) была основана в 1991 году, в настоящее время она является официальным представителем компании General Electric Inspection Technologies в России. Основным видом деятельности компании является производство, реализация, пусконаладка и обслуживание промышленного рентгеновского оборудования, рентгенотелевизионных аналоговых и цифровых систем для автоматизированного рентгеноскопического контроля,

а также систем рентгенотелевидения на территории России. Также компания «АСК-Рентген» занимается производством программных комплексов архивирования и улучшения рентгеновских изображений «Видеорен», негатоскопов и денситометров.

Потребителями оборудования и рентгеновских плёнок компании «АСК-Рентген» являются крупнейшие предприятия России и СНГ, например, АВТОВАЗ, КАМАЗ, Заволжский моторный завод, Калининградский, Выборгский, Херсонский судостроительные заводы, Ижорский металлический завод и Ленинградский металлический завод, ГАЗПРОМ и его региональные отделения и др.

Потребителей можно определить как совокупность предприятий и фирм, использующих рентгеновский неразрушающий контроль для проверки качества своей продукции или в своей профессиональной деятельности (т.е. потребители не обязательно являются производителями каких-либо изделий и могут оказывать услуги, например, по диагностике нефтепроводов).

На предприятиях - потребителях решение о покупке принимается обычно лицом, возглавляющим лабораторию дефектоскопии или соответствующее подразделение на предприятии. Спрос носит циклично-периодический характер – предприятия данного профиля нуждаются в периодических и ритмичных поставках, предпочитая работать с постоянным поставщиком. Преимущественно осуществляется связь «производитель – дистрибьютор – потребитель». Потребители довольно пристальное внимание уделяют ценовым характеристикам. Для более активной работы на местах, приближенных к конечному потребителю, компания «АСК-Рентген» использует сеть региональных представителей в форме представительств, дилеров и агентов. Представители работают только на закреплённой территории либо с закреплёнными клиентами.

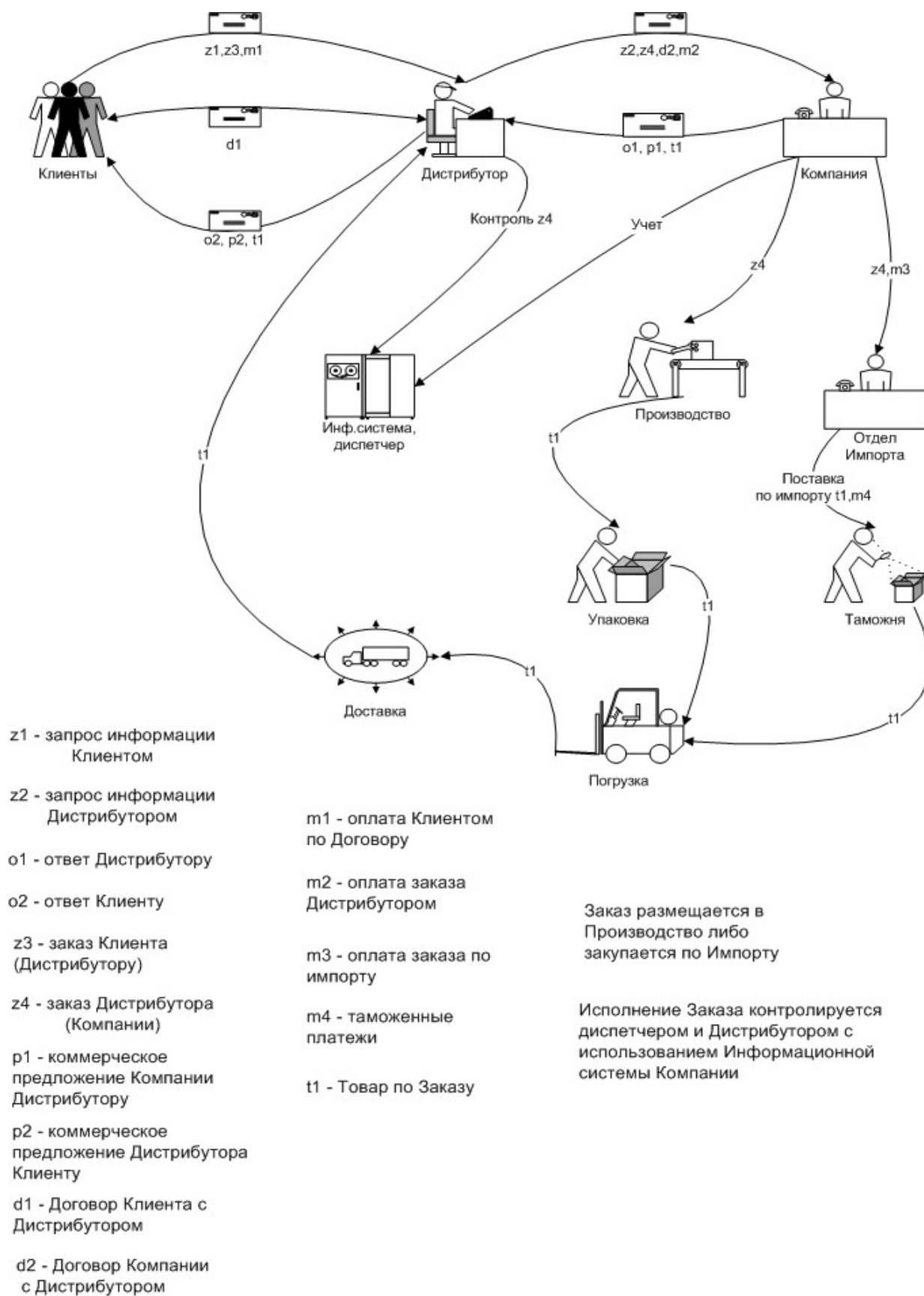


Рис. 2. Материальные, финансовые и информационные потоки при выполнении заказа

Основными компаниями, потенциально имеющими возможность конкурировать на российском рынке промышленных рентгеновских плёнок и сопутствующих услуг, являются представительства следующих иностранных фирм (наименования конкретных представительств в России не указываются в связи с их частой сменой): ТАСМА (Россия), FOMA (Чехия), FUJI (Япония), KODAK (США), AGFA (Германия).

Таким образом, с учётом вышесказанного можно сделать вывод, что рынок, на котором реализует свою продукцию компания «АСК-Рентген», является полиполистическим. На нём существует большое количество потребителей и большое количество конкурентов, аквизиторный потенциал определяется привязанностью к конкретной рентгеновской плёнке и соответствующему оборудованию, потребители меняют свой спрос в первую очередь в зависимости от цен на предлагаемую продукцию, и рынок подвержен циклическим колебаниям спроса. То есть компания «АСК-Рентген» является тем объектом, на примере которого возможно применение разработанной модели мониторинга.

На рис. 2 показано движение материальных, финансовых и информационных потоков при выполнении заказа в компании «АСК-Рентген». Все потоки, исходящие и приходящие к дистрибьютору, оказывают непосредственное воздействие на формируемые компанией бюджеты. Рядом со стрелками, обозначающими направление движения перечисленных потоков, указаны действия, осуществляемые на том или ином этапе выполнения заказа.

На рис. 3 продемонстрирован алгоритм выполнения заказа в компании «АСК-Рентген», на котором чётко определены специалисты с закреплёнными за ними конкретными задачами, и действия, которые эти специалисты должны совершать при исполнении каждого заказа. Ис-

пользование этого алгоритма существенно упрощает и ускоряет работу как отдельных сотрудников компании, так и компании «АСК-Рентген» в целом.

При моделировании бюджетов продаж используется вышеприведенный алгоритм выполнения заказа, принятый в компании «АСК-Рентген», соответствующий «вытягивающей» стратегии продаж. Поэтому составление бюджетов должно начинаться с формирования таблиц спроса и предложения, которые определяют бюджеты продаж, закупок пленки, закупок для производства, запасов, трудовых затрат, накладных и коммерческих расходов, себестоимости реализованной продукции, прибыли от реализации продукции, а также бюджет денежных средств.

Все нижеприведенные таблицы и бюджеты компании «АСК-Рентген» составлены с использованием Microsoft EXCEL. Они являются взаимосвязанными и автоматически перерасчитываются при изменении входных данных.

Для составления таблиц спроса на техническую рентгеновскую пленку и аппараты, производимые и реализуемые компанией «АСК-Рентген», предлагается в соответствии с приведённой ранее в статье моделью мониторинга и разработанной формой анкет проводить опрос сети представительств, дилеров и агентов. Используя полученные в результате опроса данные, составляется таблица спроса.

Для примера, рис. 4 показывает квартальный спрос на техническую рентгеновскую пленку AGFA D5 Nif 30см*40см, который был получен в результате опроса дилеров.

На приведенном рисунке показан объём закупок пленки дилерами в квартал у компании «АСК-Рентген» в зависимости от изменения цены за одну пачку. Там же указана текущая цена предлагаемой пленки и текущий спрос на неё, которые используются для составления всех бюджетов.

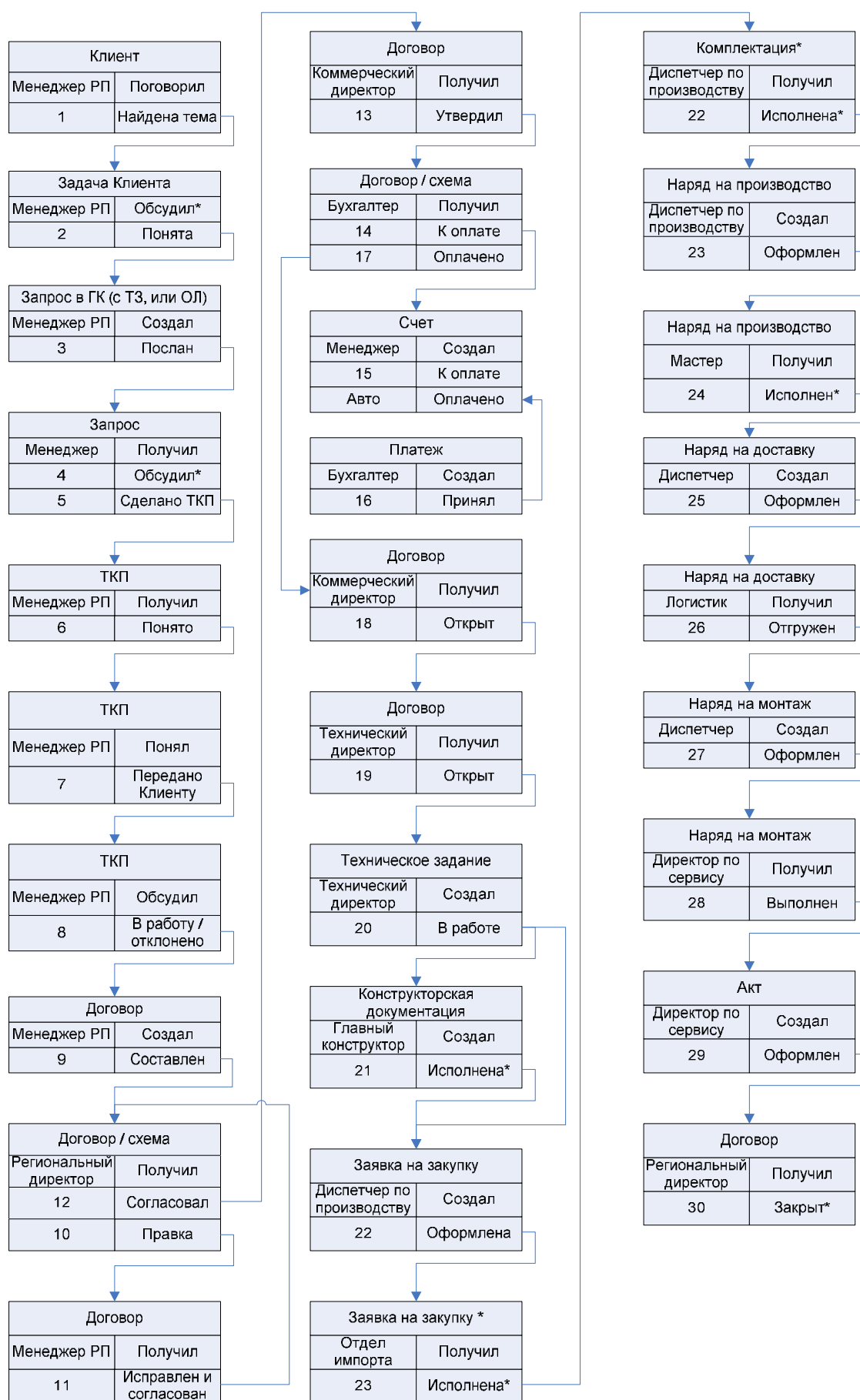


Рис. 3. Алгоритм выполнения заказа

	A	B	C	D	E	F	G
1	Спрос на пленку А (D5 Nif 30см*40см)						
2	Цена менее или равна (руб.)	6 600р.	6 870р.	7 040р.	7 200р.	7 250р.	7 300р.
3	Объем спроса за квартал(пачек)	700	680	650	620	600	580
4	Текущая цена	7 300р.					
5	Текущий спрос	580					
8	Спрос на пленку В (D7 Nif 30см*40см)						
9	Цена менее или равна (руб.)	6 899р.	7 282р.	7 665р.	8 048р.	8 432р.	9 000р.
10	Объем спроса за квартал(пачек)	1 450	1 384	1 318	1 252	1 186	1 167
11	Текущая цена	9 000р.					
12	Текущий спрос	1 167					
15	Спрос на пленку С (F8 Nif 30см*40см)						
16	Цена менее или равна (руб.)	8 450р.	8 650р.	8 850р.	9 000р.	9 150р.	9 200р.
17	Объем спроса за квартал(пачек)	760	680	600	580	540	500
18	Текущая цена	9 200р.					
19	Текущий спрос	500					
22	Спрос на пленку D (D7pb Roll 70мм*90м)						
23	Цена менее или равна (руб.)	8 568р.	9 044р.	9 520р.	9 996р.	10 472р.	11 000р.
24	Объем спроса за квартал (рулон)	524	500	477	453	429	429
25	Текущая цена	11 000р.					
26	Текущий спрос	429					

Рис. 4. Спрос на рентгеновскую плёнку на российском рынке

После принятия промышленным предприятием управленческого решения по установке отпускной цены на производимые и реализуемые товары по таблицам спроса определяется объём, который необходимо поставить дилерам. Зная объём спроса на определенный вид пленки либо комплектующих, производится заказ на заводах производителей. В зависимости от объёма заказа меняется отпускная цена, так как при больших объёмах поставщики предоставляют скидку.

Зависимость цен поставщиков на пленку и комплектующие от объёмов закупки далее в работе отображены в таблицах предложения. Например, показана зависимость цены пленки AGFA D5 Nif 30см*40см от заказываемых объёмов (рис. 5). Цены в таблице указаны как в рублях, так и в евро, так как закупка пленки за рубежом производится в евро, а продажа на территории России осуществ-

ляется в рублях относительно курса евро, установленного в компании в течение года. На рисунке также представлены объёмы закупок пленки и цены закупок с разбивкой по месяцам в течение квартала.

В табл. 2 объединяются квартальные бюджеты продаж технической рентгеновской пленки и аппаратов с разбивкой по месяцам, а также сводный бюджет продаж по всем видам продукции компании «АСК-Рентген» за квартал. В этих бюджетах показаны объёмы продаж по каждому из видов продукции, выручка от продаж каждого вида в отдельности и общая выручка от продаж за квартал.

	A	B	C	D	E	F	G
1	Курс евро	40,00р.					
2	Предложение пленки А (D5 Nif 30см*40см)						
3	Объем закупок в месяц менее (пачек)	195	200	210	220	260	более 290
4	Цена закупки (евро)	138,00 €	136,00 €	133,00 €	132,00 €	131,00 €	131,00 €
5	Цена закупки (руб.)	5 520р.	5 440р.	5 320р.	5 280р.	5 240р.	5 240р.
6	Объем закупки 1-й месяц (пачек)	250					
7	Цена закупки 1-й месяц (руб.)	5 240р.					
8	Объем закупки 2-й месяц (пачек)	170					
9	Цена закупки 2-й месяц (руб.)	5 520р.					
10	Объем закупки 3-й месяц (пачек)	300					
11	Цена закупки 3-й месяц (руб.)	5 240р.					
12							
13	Предложение пленки В (D7 Nif 30см*40см)						
14	Объем закупок в месяц менее (пачек)	350	400	450	500	550	более 550
15	Цена закупки (евро)	164,00 €	156,00 €	146,00 €	137,00 €	131,00 €	128,00 €
16	Цена закупки (руб.)	6 560р.	6 240р.	5 840р.	5 480р.	5 240р.	5 120р.
17	Объем закупки 1-й месяц (пачек)	500					
18	Цена закупки 1-й месяц (руб.)	5 240р.					
19	Объем закупки 2-й месяц (пачек)	310					
20	Цена закупки 2-й месяц (руб.)	6 560р.					
21	Объем закупки 3-й месяц (пачек)	550					
22	Цена закупки 3-й месяц (руб.)	5 120р.					

Рис. 5. Предложение рентгеновской плёнки иностранными производителями

В каждом из трёх месяцев квартала объёмы продаж по всем видам продукции неравномерны. Это связано с сезонностью работ, осуществляемых заказчиками данной продукции. Каждый клиент заранее планирует объём предстоящих для выполнения работ и производит заказ определённого

объёма рентгеновской плёнки, а компания «АСК-Рентген» суммирует запрошенные объёмы от всех клиентов и составляет один общий заказ по всем видам продукции на заводы - производители.

Таблица 2. Бюджет продаж рентгеновской плёнки компании «АСК-Рентген»

Бюджет продаж пленки за квартал				
Вид	Объем за 1-й мес.	Объем за 2-й мес.	Объем за 3-й мес.	Выручка
А (пленка D5 Nif 30см*40см)	233	163	255	4 576 000р.
В (пленка D7 Nif 30см*40см)	472	330	516	10 102 470р.
С (пленка F8 Nif 30см*40см)	215	150	235	5 310 000р.
Д (пленка D7pb Roll 70мм*90м)	171	119	187	4 541 040р.
ИТОГО выручка	8 789 741р.	6 132 378р.	9 607 391р.	24 529 510р.

Окончание табл. 2

Бюджет продаж аппаратов за квартал				
Вид	Объем за 1-й мес.	Объем за 2-й мес.	Объем за 3-й мес.	Выручка
Негатоскоп	90	110	70	6 480 000р.
Денситометр	120	90	110	3 200 000р.
ИТОГО выручка	3 360 000р.	3 540 000р.	2 780 000р.	9 680 000р.
Продажи по всем видам продукции				
Вид	Выручка за 1-й мес.	Выручка за 2-й мес.	Выручка за 3-й мес.	Выручка за квартал
Пленка	8 789 741р.	6 132 378р.	9 607 391р.	24 529 510р.
Аппараты	3 360 000р.	3 540 000р.	2 780 000р.	9 680 000р.
ИТОГО выручка	12 149 741р.	9 672 378р.	12 387 391р.	34 209 510р.

Выводы. В статье разработана модель мониторинга функций спроса на рынке гетерогенной полиполии, которая включает в себя формулы, необходимые для внесения поправок в бюджет продаж в связи с необходимостью учёта циклических колебаний спроса.

Предлагаемая модель обладает следующими особенностями:

1) предназначена для определения функций спроса в краткосрочном периоде при известном множестве покупателей и объёмов их потребления;

2) позволяет сформировать исходные данные, которые необходимы для определения оптимальных цен на реализуемую продукцию для рынка гетерогенной полиполии.

Практическая значимость заключается в разработке форм анкет для опроса потребителей, а также методики их использования при формировании функций спроса путём демонстрации на практическом примере компании «АСК-Рентген».

Библиографический список

1. Друри, К. Управленческий учёт для бизнес-решений [Текст] / К. Друри. – М.: Юнити, 2003.
2. Богатырёв, В. Д. Экономическая теория для бакалавров менеджмента [Текст] / В. Д. Богатырёв, А. Ю. Ситникова. – Самара: СГАУ, 2008.
3. Богатырёв, В. Д. Управление сбытом продукции на примере ОАО «АВТО-ВАЗ» [Текст] / В. Д. Богатырёв // Управление большими системами. - 2005. - №10. – С. 26-34.
4. Шмален, Г. Основы и проблемы

экономики предприятия [Текст] / Г. Шмален: пер. с нем.; под ред. проф. А. Г. Поршнева. – М.: Финансы и статистика, 1996.

5. Богатырёв, В. Д. Модель и алгоритм краткосрочного планирования производственной деятельности предприятия в условиях гетерогенной полиполии [Текст] / В. Д. Богатырёв, В. Г. Левитан // Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та. - 2011. - №4. – С. 15-25.

6. Богатырёв, В. Д. Модель планирования ассортимента продуктов питания и заказа сырья [Текст] / В. Д. Богатырёв, И. А. Хасаншин // Управление большими системами. - 2006. - №12-13. – С. 24-31.

7. Богатырёв, В. Д. Моделирование финансовых потоков предприятия с сезонным характером спроса [Текст] / В.Д. Богатырев, А. В. Иванычев, С. С. Корнилов // Управление большими системами. - 2003. - №5. – С. 5-10.

8. Есипова, О. В. Экономико-математическая модель управления себестоимостью произведённой и реализованной продукции с учётом сезонных колебаний спроса [Текст] / О. В. Есипова // Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та. - 2010. - №3. – С. 45-53.

9. Богатырёв, В. Д. Оптимизационная модель выбора цен на реализуемую продукцию промышленного предприятия [Текст] / В. Д. Богатырев, О. В. Есипова // Экономические науки. - 2010. - №11. – С. 261-266.

**A MODEL OF MONITORING THE DEMAND FUNCTION
IN THE CONTEXT OF A POLIPOLY
WITH THE "ASK-RENTGEN" ENTERPRISE TAKEN AS AN EXAMPLE**

© 2012 V. D. Bogatyrev, V. G. Levitan

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

The paper presents a model of monitoring the functions of consumer demand required for the generation of baseline data for the planning of production activities of an enterprise in a heterogeneous polipoly. The use of the proposed model is discussed with the "ASK-RENTGEN" enterprise operating in the market with cyclical variations in demand taken as an example.

Economic-mathematical model, short-term planning, sales budget, demand function, consumer surveys, heterogeneous polipoly.

Информация об авторах

Богатырёв Владимир Дмитриевич, доктор экономических наук, профессор, профессор кафедры экономики, проректор по образовательной и международной деятельности, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва. E-mail: samelev@rambler.ru. Область научных интересов: промышленные комплексы, экономико-математические модели, согласование взаимодействия.

Левитан Вадим Германович, кандидат экономических наук, ассистент кафедры финансы и кредит, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва. Область научных интересов: финансовый менеджмент, экономико-математические модели.

Bogatyrev Vladimir Dmitrievitch, doctor of economic science, professor, vice-rector, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: samelev@rambler.ru. Area of research: industrial complexes, economic-mathematical models, coordinated interaction.

Levitan Vadim Hermanovich, candidate of economic science, assistant of the department of finance and credit, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: finance management, economic-mathematical models.

ББК 74.58
УДК 378

ПРОБЛЕМА ИЗМЕРИМОСТИ ЗНАНИЙ И СФОРМИРОВАННЫХ КОМПЕТЕНЦИЙ ПРИ ИЗУЧЕНИИ ГУМАНИТАРНЫХ ДИСЦИПЛИН

© 2012 Е. Н. Рябинова¹, Б. А. Титов², И. О. Павлова²

¹Самарский государственный технический университет

²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается проблема измеримости знаний и формирования компетенций в профессиональном образовании при изучении гуманитарных дисциплин. Показано, что в современном образовании существенную роль будет играть персонифицированное обучение, опирающееся на измеримость процесса усвоения учебного материала и вычисляемую адекватную поддержку учебного процесса

Компетенции, адаптивная система персонифицированной профессиональной подготовки, познавательно-деятельностная матрица, репродуктивная и продуктивная деятельность, психолого-познавательные и деятельностные уровни.

В настоящее время одним из приоритетных направлений в подготовке будущих специалистов в высшей школе является повышение роли самостоятельной работы студентов, которая организуется с помощью учебных заданий, в процессе выполнения которых поэтапно происходит усвоение знаний и формирование компетенций [6]. Реализацию этого метода обучения можно осуществить с помощью адаптивной системы персонифицированной профессиональной подготовки студентов, которая ориентирована на приспособление саморегулирующейся системы обучения к индивидуальным особенностям обучающихся, даёт возможность подстраиваться под личностные качества индивидуума, создаёт и поддерживает условия для его продуктивной работы [7]. В рамках адаптивной системы персонифицированной профессиональной подготовки рассматриваются вопросы квалитметрии учебного процесса, поскольку именно необходимый уровень усвоения учебного материала формирует профессиональные знания и компетенции будущего специалиста.

Как сделать, чтобы учебный материал был не только качественно усвоен, но и формировал необходимые компетенции,

как измерить количество усвоенного материала студентом и приобретённые компетенции? На сегодняшний день это один из актуальных вопросов в сфере обучения. Понятно, что скорость усвоения учебного материала и формирование компетенций напрямую зависит от психофизиологических качеств обучаемого. Поэтому необходимо найти новые подходы в обучении, которые ориентировались бы на личностные качества учащегося, а, самое главное, могли бы позволить измерить усваиваемый материал и сформированные компетенции на различных этапах обучения. Одним из способов дискретизации учебного материала является его разбиение на более мелкие дозы (учебные элементы), которые были бы понятны, усваиваемы, измеряемы и позволяли осуществлять индивидуальный подход в обучении. Этим направлением в последние десятилетия занимались многие ученые. За рубежом вышеизложенной технологией обучения в 50-е годы прошлого века занимался американский учёный и педагог Б.Ф. Скиннер. В основу своей методики он положил универсальную формулу: С – Р – П, что означает «ситуация-реакция-подкрепление» [11].

Учебный материал Б. Ф. Скиннер предлагал разбивать на дозы, каждая из которых должна содержать одну ситуацию. Ситуации должны быть настолько простыми, что реакции на них практически всегда были бы правильными и вызывали бы у учащегося удовлетворение. Впоследствии эту методику успешно использовали в ряде профессионально-технических училищ США, хотя она и имела ряд недостатков.

В нашей стране методом обучения с помощью дифференцированных учебных заданий, в процессе которого поэтапно происходит усвоение учебного материала, занимались В.П. Беспалько, П.Я. Гальперин, В.В. Давыдов, А.Н. Леонтьев и др. [1-4,6,7]. В частности, в [7] была разработана, так называемая, познавательная матрица, связывающая умственные действия познавательного процесса с уровнями сложности учебных заданий по выполняемым видам деятельности.

Центральная идея этой концепции состоит в том, что процесс усвоения знаний и формирования компетенций, персонализированных по каждому студенту на основе математической модели, должен подвергаться периодической квалитметрии с последующей корректировкой путём усвоения необходимого уровня дополнительного учебного материала - внешней поддержки познавательной деятельности студентов. И в этом процессе главным звеном является измерение количества усвоенного и неусвоенного учебного материала, причём для последнего необходимо знать, прежде всего, его качественный состав, т.е. что именно студент не понимает, а следовательно, не усваивает из предложенного ему структурированного учебного материала и где конкретно находятся начала его непонимания в изучении предмета.

В познавательном процессе выделены определяющие деятельностные уровни, которые зависят от способа выражения приобретаемой в процессе обучения

информации. По ним человек продвигается от узнавания к подражанию и далее к эвристическому и творческому действиям [7]. В качестве определяющих выделены следующие: узнавание, воспроизведение, применение, творчество – уровни d_j , $j = \overline{1,4}$. Выделенные деятельностные уровни определяют уровни сложности подлежащих усвоению учебных задач.

Проводя всесторонний анализ психологических процессов, сопутствующих познавательной деятельности учащегося, в [6,7] выделены определяющие познавательные уровни этой деятельности: отражение, осмысление, алгоритмирование и контролирование – так называемые y_i – уровни, где индекс $i = \overline{1,4}$. Они характеризуют трудности усвоения учебной информации и для каждого учащегося являются индивидуальными, зависящими от способа выражения приобретаемой в процессе обучения информации.

Перечисленные выше познавательные уровни усвоения учебной информации ψ_i и деятельностные уровни d_j представлены в виде ψd -матрицы 4×4 ($i = \overline{1,4}$; $j = \overline{1,4}$), (табл.1) [7].

Из табл.1 видно, что рассматриваемая структура познавательной деятельности, в основе которой лежат не только психологические процессы, но и виды деятельности, позволяет представить освоение учащимся учебного материала как «движение» по элементам ψd -матрицы, составленной из перечисленных выше познавательных и деятельностных уровней. При этом каждому из элементов этой матрицы соответствует вполне определённое количество усвоенного учебного материала Y_{ij} , начиная с самого элементарного уровня Y_{11} - отражения на уровне узнавания и заканчивая самым высоким уровнем Y_{44} - контролем собственных действий на уровне исследования, причём чем выше индексы i и j , тем выше сложность изучаемого учебного элемента.

Таблица 1. Познавательная-деятельностная ψd -матрица усвоения учебного материала

Уровни деятельности Уровни психолого-познавательные	Репродуктивная деятельность		Продуктивная деятельность	
	Узнавание (знакомство)	Воспроизведение (копирование)	Применение (трансформация)	Творчество (исследование)
	d1	d2	d3	d4
Ψ_1 Отражение	Y_{11} Отражение на уровне узнавания	Y_{12} Отражение на уровне воспроизведения	Y_{31} Отражение на уровне применения	Y_{41} Отражение на уровне творчества
Ψ_2 Осмысление	Y_{21} Осмысление на уровне узнавания	Y_{22} Осмысление на уровне воспроизведения	Y_{32} Осмысление на уровне применения	Y_{42} Осмысление на уровне творчества
Ψ_3 Алгоритмирование	Y_{31} Алгоритмирование на уровне узнавания	Y_{23} Алгоритмирование на уровне воспроизведения	Y_{33} Алгоритмирование на уровне применения	Y_{43} Алгоритмирование на уровне творчества
Ψ_4 Контролирование	Y_{41} Контролирование на уровне узнавания	Y_{24} Контролирование на уровне воспроизведения	Y_{34} Контролирование на уровне применения	Y_{44} Контролирование на уровне творчества

Из вышеизложенного следует, что под учебным элементом понимается подлежащая усвоению логически законченная часть информации, которая является неделимой с точки зрения излагаемого учебного материала. В зависимости от конкретного содержания учебной информации в качестве учебного элемента могут выступать: определение понятия, факт, явление, процесс, закономерность, способ действия, вывод или следствие и т.д.

Следовательно, учебный материал любой дисциплины может быть декомпозирован по выделенным выше четырем деятельностным уровням, соответствующим различной сложности усвоения учебной информации с точки зрения познавательной деятельности. В учебно-методических пособиях [8-10] эта работа проделана для задач по разделам линейной алгебры.

Применим рассмотренную концепцию декомпозиции учебного материала к курсу «Менеджмент», который относится к гуманитарным дисциплинам и изучает управление предприятием в условиях рыночной экономики. Здесь рассматривают-

ся вопросы планирования, организации, координирования, стимулирования и контроля за деятельностью предприятия с целью получения максимальной коммерческой прибыли.

Рассмотрим задачу первого уровня сложности (табл. 2).

Задание: сформулировать миссию рознично-торговой организации [5].

Содержание задания заключается в необходимости сформулировать главные цели организаций различных направлений деятельности, в рассматриваемом случае для рознично-торговой организации.

Качественный анализ табл. 2 даёт возможность оценить сформированные компетенции каждым отдельным студентом – это умения отражать, осмысливать, алгоритмизировать и контролировать учебный материал на уровне узнавания, что означает начальное овладение терминологией дисциплины, способность использовать базовые знания в будущей профессиональной деятельности, понимание смысла заданий первого уровня сложности, готовность к формированию будущих знаний по дисциплине.

Таблица 2. ψd -матрица первого уровня сложности

Уровни деятельности Уровни психолого-познавательные	Репродуктивная деятельность	
	Узнавание (знакомство)	
	d1	
Ψ_1 Отражение	Y_{11} Понимание формулировки «миссия организации»	
Ψ_2 Осмысление	Y_{21} Определение основных целей торговой организации	
Ψ_3 Алгоритмирование	Y_{31} Определение основных целей деятельности рознично-торговой организации	
Ψ_4 Контролирование	Y_{41} Выбор основной миссии рознично-торговой организации	

Рассмотрим задачу второго уровня сложности (табл. 3).

Задание: сформировать организационную структуру конкретной организации, в частности, рознично-торговой организации [5]. Содержание задания заключается в оценке различных организационных структур и приобретении навыков формирования оргструктуры для конкретной организации.

Задания второго уровня продолжают формировать умения отражать, осмысливать, алгоритмировать и контролировать учебный материал на уровне воспроизве-

дения, что означает способность приобретения и понимания новых профессиональных знаний, овладение способами и видами деятельности. При выполнении этого задания учащийся полученные теоретические знания в области организации систем управления пытается применить в формировании организации структур управления на конкретном предприятии, то есть в задачах этого уровня студент может полученные базовые знания воспроизвести в конкретных ситуациях и найти способы решения конкретных проблем.

Таблица 3. ψd -матрица второго уровня сложности

Уровни деятельности Уровни психолого-познавательные	Репродуктивная деятельность	
	Узнавание (знакомство)	Воспроизведение (копирование)
	d1	d2
Ψ_1 Отражение	Y_{11} Понимание понятия «организационная структура»	Y_{12} Определение типов организационных структур
Ψ_2 Осмысление	Y_{21} Определение типа оргструктуры	Y_{22} Определение основных звеньев и связей оргструктуры
Ψ_3 Алгоритмирование	Y_{31} Выбор линейной оргструктуры для рознично-торговой организации	Y_{23} Выбор основных звеньев и связей для рознично-торговой организации
Ψ_4 Контролирование	Y_{41} Проверка правильности выбранного типа оргструктуры	Y_{24} Выбор линейной оргструктуры для рознично-торговой организации

Рассмотрим задачу третьего уровня сложности (табл. 4).

Задание: планирование антикризисных мероприятий для торгового объединения [12]. Содержание задания заключается в определении кризисных ситуаций по соответствующим признакам, в оценке причин их появления, в приобретении умений предложить антикризисные мероприятия, смягчающие или предупреждающие кризис в конкретной сфере деятельности.

Задания третьего уровня формируют умения отражать, осмысливать, алгоритмизировать и контролировать учебный ма-

териал на уровне продуктивной деятельности, что означает не только способность приобретать и понимать новый теоретический материал, но и уметь анализировать его, применять не только в конкретных ситуациях, но и трансформировать его в новые условия, самостоятельно искать новые способы и методы решения проблем с целью повышения эффективности деятельности предприятия. Задачи этого уровня позволяют обучающимся самостоятельно на основе анализа существующих данных искать новые перспективные модели управления и организации.

Таблица 4. ψd -матрица третьего уровня сложности

Уровни деятельности Уровни психолого-познавательные	Репродуктивная деятельность		Продуктивная деятельность
	Узнавание (знакомство)	Воспроизведение (копирование)	Применение (трансформация)
	d1	d2	d3
ψ_1 Отражение	Y_{11} Определение понятий «кризис» и «кризисная ситуация»	Y_{12} Определение типов кризисов	Y_{31} Определение причин возникновения кризисных ситуаций
ψ_2 Осмысление	Y_{21} Определение понятия «антикризисное управление»	Y_{22} Определение стратегий антикризисного управления	Y_{23} Определение соответствия стратегии типу кризиса
ψ_3 Алгоритмирование	Y_{31} Определение признаков кризисных ситуаций в торговых предприятиях	Y_{32} Определение причин возникновения кризисных ситуаций в торговых предприятиях	Y_{33} Определение возможных антикризисных мероприятий в торговых организациях
ψ_4 Контролирование	Y_{41} Выбор антикризисных мер на стадии вхождения в кризис торгового предприятия	Y_{24} Выбор антикризисных мер по управлению кризисом на стадии выхода из кризиса	Y_{34} Выбор мер по ликвидации последствий кризиса

Рассмотрим задачу четвертого уровня сложности (табл. 5).

Задание: разработать схему рисков в российском бизнесе через пять лет [12].

Содержание задания заключается в определении вероятности возникновения рисков в различных сферах деятельности, в выделении основных видов рисков, характерных как для мировой, так и для российской экономики, в анализе существ-

ующих и прогнозе новых видов рисков в российском бизнесе в будущем.

Задания четвертого уровня продолжают формировать умения отражать, осмысливать, алгоритмизировать и контролировать учебный материал на уровне творческих исследований. Это самый высокий уровень компетентности, заключающийся в овладении методами анализа и синтеза изучаемых процессов, в умении применять аналитические методы в решении

поставленных задач, демонстрировать способность логического и абстрактного мышления, готовность находить, разрабатывать и применять новые методики, про-

екты и программы в области управления организацией с целью повышения эффективности деятельности.

Таблица 5. ψd -матрица для задачи четвертого уровня сложности

Уровни деятельности Уровни психолого-познавательные	Репродуктивная деятельность		Продуктивная деятельность	
	Узнавание (знакомство)	Воспроизведение (копирование)	Применение (трансформация)	Творчество (исследование)
	d1	d2	d3	d4
ψ_1 Отражение	Y_{11} Определение понятия «риск»	Y_{12} Определение вероятности возникновения рисков	Y_{13} Определение видов рисков	Y_{14} Определение признаков предпринимательского риска
ψ_2 Осмысление	Y_{21} Определение основных видов предпринимательского риска	Y_{22} Определение основных характеристик каждого вида предпринимательского риска	Y_{32} Определение основных видов предпринимательского риска на мировом рынке	Y_{24} Определение видов рисков, имеющих преобладающее значение в российской практике
ψ_3 Алгоритмирование	Y_{31} Определение основных типов рисков в бизнесе	Y_{32} Конкретизация каждого типа рисков	Y_{33} Определение рисков, характерных для российского бизнеса	Y_{34} На основе российской действительности предположить вероятность появления новых рисков
ψ_4 Контролирование	Y_{41} Из перечисленных выше рисков определить основные типы рисков, актуальных через пять лет	Y_{42} Анализируя ситуацию на мировом рынке, спрогнозировать появление новых рисков в бизнесе	Y_{34} Выбрать из спрогнозированных мировых рисков характерные для России через пять лет	Y_{44} Предоставить окончательную схему рисков в российском бизнесе через пять лет

В настоящее время дисциплинарные модули обычно представляют собой темы некоторого учебного курса. Концепция использования ψd -матрицы позволяет по-новому посмотреть на организацию учебных модулей дисциплины в процессе обучения студентов: их удобно формировать по уровням сложности усвоения учебной информации с точки зрения познавательной деятельности. Каждый модуль содержит учебные задания только одного уровня сложности: сначала осваивается модуль первого уровня сложности, потом второго и т.д. Обучение в каждом модуле начинается с изучения теоретического ма-

териала, включающего определения и основные понятия, далее рассматривается поэтапное решение учебных заданий в соответствии с познавательно-деятельностной матрицей, которые используют приведенный выше теоретический материал. Как правило, задания содержат задачи профессионально направленного содержания, которые способствуют приобретению профессиональных компетенций студентами в определенной области.

В конце каждого модуля целесообразно привести тестовые задания для самопроверки, с помощью которых каждый студент может самостоятельно оценить

уровень полученных знаний. Считается, что обучаемый освоил предъявляемый учебный материал, если он решил не менее 70% тестового задания [1]. В этом случае он может перейти к изучению следующего по уровню сложности модуля. Если освоено менее 70% учебной информации, то студенту предлагается дополнительная самостоятельная работа по ликвидации пробелов. Анализ ответов при тестировании дает возможность оценить сформированные компетенции каждым отдельным студентом. Такая структура организации модулей положена в основу создания учебно-методических пособий по организации самостоятельной работы студентов при изучении различных учебных дисциплин [8-10].

Из всего вышеизложенного можно сделать следующие выводы.

1. Познавательная - деятельностная матрица обеспечивает механизм систематизации учебных заданий. Содержание учебного материала можно рассматривать как систему учебных заданий, имеющих свою структуру, что означает проникновение в сущность изучаемых объектов.

2. Матричная модель профессиональной подготовки студентов является инвариантной относительно содержания изучаемой учебной дисциплины и поэтому может быть применена к гуманитарному циклу, в частности к курсу «Менеджмент».

3. В соответствии с предложенной познавательной-деятельностной матрицей можно разрабатывать тестовые задания для определения текущей успеваемости учащихся по структурированным заранее уровням сложности учебных задач с целью оценки усвоения учебного материала и оперативной корректировки учебного процесса. На основании периодического оперативного мониторинга можно определить индивидуальный объем дополнительной учебной информации, подлежащий усвоению для каждого отдельного студента, который бы обеспечивал в целом высокое качество обучения.

Библиографический список

1. Беспалько, В. П. Природосообразная педагогика [Текст] / В. П. Беспалько – М.: Народное образование, 2008. – 512с.
2. Гальперин, П. Я. Введение в психологию [Текст]: учеб. пособие / П. Я. Гальперин – М.: Университет, 2000. – 329 с.
3. Давыдов, В. В. Виды обобщения в обучении. Логико-психологические проблемы построения учебных предметов [Текст] / В. В. Давыдов – М.: Педагогическое общество России, 2000. – 479 с.
4. Леонтьев, А. Н. Лекции по общей психологии [Текст]: учеб. пособие для вузов по специальности «Психология» / А. Н. Леонтьев - М.: Смысл, 2000. - 509 с.
5. Менеджмент. Практикум [Текст]: учеб. пособие для студ. вузов / под ред. Ивановой Л. В. – М.: ЮНИТИ-ДАНА, 2006. – 191 с.
6. Рябинова, Е. Н. Адаптивная система персонифицированного обучения [Текст]: монография / Е. Н. Рябинова, Б. А. Титов – Германия LAMBERT Academic Publishing, 2012. – 385 с.
7. Рябинова, Е. Н. Адаптивная система персонифицированной профессиональной подготовки студентов технических вузов [Текст]: монография / Е. Н. Рябинова - М.: Машиностроение, 2009 – 258 с.
8. Рябинова, Е. Н. Организация самостоятельной работы студентов на основе матричной модели познавательной деятельности при изучении линейной алгебры [Текст]: учеб.-метод. пособие / Е. Н. Рябинова, Т. В. Рудина, В. П. Кузнецов. - М.: Самара: СамГУПС, 2011. – 160 с.
9. Рябинова, Е. Н. Организация самообразовательной деятельности студентов при изучении кривых второго порядка [Текст] / Е. Н. Рябинова, О. Ю. Данилкина, Р. Н. Хайруллина - Самара: СамГУПС, 2011. – 202 с.
10. Рябинова, Е. Н. Организация самообразовательной деятельности студентов технических университетов при изучении векторной алгебры [Текст]: учеб.-метод. пособие / Е. Н. Рябинова, Е. Н.

Бесперстова - М.: Самара СамГУПС, 2012. – 173 с.

11. Скиннер, Б. Ф. Технология поведения. Американская социологическая мысль [Текст] / Б. Ф. Скиннер - М.: 1994.- 237 с.

12. Сборник Ситуационных задач, деловых и психологических игр, тестов по курсу «Менеджмент» [Текст] – М.: Финансы и статистика, 2001. – 192 с.

MEASURABILITY OF KNOWLEDGE AND COMPETENCES IN STUDYING HUMANITIES

© 2012 E. N. Ryabinova¹, B. A. Titov², I. O. Pavlova²

¹Samara State Technical University

²Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The paper deals with the problem of measurability of knowledge and building competences in vocational education in the study of humanities. It is shown that personalized education based on the measurability of the process of mastering of the training material and the adequate support of the instructional process is to play a significant part in modern education.

Competence, adaptive personalized training, cognitive-activity matrix, reproductive and productive activities, psychological, cognitive and activity levels.

Информация об авторах

Рябинова Елена Николаевна, доктор педагогических наук, профессор кафедры высшей математики и прикладной информатики, Самарский государственный технический университет. E-mail: eryabinova@mail.ru. Область научных интересов: теория и методика профессионального образования.

Титов Борис Александрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой организации и управления перевозками на транспорте, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: profitov@mail.ru. Область научных интересов: теория и методика профессионального образования.

Павлова Ирина Олеговна, ассистент кафедры организации и управления перевозками на транспорте, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: oupt_ssau@mail.ru. Область научных интересов: теория и методика профессионального образования.

Ryabinova Elena Nicolaevna, doctor of pedagogical science, professor, the department of higher mathematics and applied information science, Samara State Technical University. E-mail: eryabinova@mail.ru. Area of research: theory and methods of professional education.

Titov Boris Alexandrovich, doctor of technical science, professor, head of the department of traffic organization and management in transport, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: profitov@mail.ru. Area of research: theory and methods of professional education.

Pavlova Irina Olegovna, assistant, the department of traffic organization and management in transport, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: oupt_ssau@mail.ru. Area of research: theory and methods of professional education.

ВЕСТНИК
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
имени академика С. П. КОРОЛЁВА
(национальный исследовательский университет)

№ 4 (35)

2012

Корректоры: **Т. К. Кретинина, Ю. Н. Литвинова**
Компьютерная вёрстка **Е. С. Шахова**
Переводчик **Е. И. Безрукова**

Каталожная цена: 1000 руб.

Формат 60×84 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 34,0.
Тираж 200. Заказ _____

Отпечатано в издательстве СГАУ
443086, г. 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 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. Объём статьи – до 10 страниц формата А4. Имя файла определяется по фамилии первого автора: фамилия.doc. Поля – по 2,5 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 представлены 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 7.1-2003.

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, учёная степень, учёное звание, должность, 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

© 2011 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 50...150 слов, кегль: 10)

(ключевые слова 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

© 2011 G. P. Anshakov¹, V. V. Biruk², V. V. Vasiliev², V. V. Nikonov², V. V. Salmin²

¹FSUE SRPSRC "TsSKB-Progress"

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 для опубликования – на английском языке)